

VŠB – Technická univerzita Ostrava

Fakulta strojní

Institut dopravy

Návrh a realizace UAV se záporným šípem

Design and Implementation of UAV with Negative
Arrow Wings

Student: Erik Solař

Vedoucí diplomové práce: Ing. František Martince, CSc.

Ostrava 2013

Zadání bakalářské práce

Student: **Erik Solar**

Studijní program: B3712 Technologie letecké dopravy

Studijní obor: 3708R036 Technologie letecké dopravy

Téma: **Návrh a realizace UAV se záporným šípem**
Design and Implementation of UAV with Negative Arrow Wings

Zásady pro vypracování:

1. Analýza konstrukčního řešení řízení UAV typu křídlo se záporným šípem
2. Návrh a výběr UAV typu křídlo s elektropohonem
3. Návrh a realizace UAV se záporným šípem

Cíl BP: Návrh a realizace UAV se záporným šípem s nosností do 2,5 kg

Seznam doporučené odborné literatury:

Kulčák a kol.: Učební texty pro teoretickou přípravu dopravních pilotů ATPL, část Základy letu, Brno: CERM Brno, 2006, ISBN 80-7204-449-4
http://en.wikipedia.org/wiki/Unmanned_aerial_vehicle
ostatní veřejně dostupné zdroje k dané problematice

Formální náležitosti a rozsah bakalářské práce stanoví pokyny pro vypracování zveřejněné na webových stránkách fakulty.

Vedoucí bakalářské práce: **Ing. František Martinec, CSc.**

Datum zadání: 14.12.2012

Datum odevzdání: 20.05.2013



doc. Ing. Aleš Slíva, Ph.D.
vedoucí katedry

doc. Ing. Ivo Hlavatý, Ph.D.
děkan fakulty

Místopřísežné prohlášení studenta

Prohlašuji, že jsem celou bakalářskou práci včetně příloh vypracoval samostatně pod vedením vedoucího bakalářské práce a uvedl jsem všechny použité podklady a literaturu.

V Ostravě15. 5. 2013.....

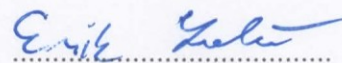
.....*Evil Kulo*.....

podpis studenta

Prohlašuji, že

- jsem byl seznámen s tím, že na moji bakalářskou práci se plně vztahuje zákon č. 121/2000 Sb., autorský zákon, zejména § 35 – užití díla v rámci občanských a náboženských obřadů, v rámci školních představení a užití díla školního a § 60 – školní dílo,
- беру на ве́домі́, že Vysoká škola báňská – Technická univerzita Ostrava (dále jen „VŠB-TUO“) má právo nevýdělečně ke své vnitřní potřebě diplomovou (bakalářskou) práci užít (§ 35 odst. 3),
- souhlasím s tím, že bakalářská práce bude v elektronické podobě uložena v Ústřední knihovně VŠB-TUO k nahlédnutí a jeden výtisk bude uložen u vedoucího bakalářské práce; souhlasím s tím, že údaje o kvalifikační práci budou zveřejněny v informačním systému VŠB-TUO;
- bylo sjednáno, že s VŠB-TUO, v případě zájmu z její strany, uzavřu licenční smlouvu s oprávněním užít dílo v rozsahu § 12 odst. 4 autorského zákona,
- bylo sjednáno, že užít své dílo – bakalářskou práci nebo poskytnout licenci k jejímu využití mohu jen se souhlasem VŠB-TUO, která je oprávněna v takovém případě ode mne požadovat přiměřený příspěvek na úhradu nákladů, které byly VŠB-TUO na vytvoření díla vynaloženy (až do jejich skutečné výše),
- беру на ве́домі́, že odevzdáním své práce souhlasím se zveřejněním své práce podle zákona č. 111/1998 Sb., o vysokých školách a o změně a doplnění dalších zákonů (zákon o vysokých školách), ve znění pozdějších předpisů, bez ohledu na výsledek její obhajoby.

V Ostravě 15.5.2013



podpis

Jméno a příjmení autora práce:

Erik Solař

Adresa trvalého pobytu autora práce:

Na Rovině 1449, 755 01 Vsetín

ANOTACE BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

SOLAŘ, E. *Návrh a realizace UAV se záporným šípem: bakalářská práce.* Ostrava : VŠB-Technická univerzita Ostrava, Fakulta strojní, Institut dopravy, 2013, 60 s. Vedoucí práce: Martinec F.

Bakalářská práce se zabývá výběrem vhodné koncepce bezpilotního letadla. V úvodu je rozebrána problematika jednotlivých koncepcí a dle předpokládaného určení jako bezpilotní letoun operující v omezeném prostoru je zvolena, dle autora, nejvhodnější. Následující část se zabývá základními aerodynamickými výpočty, na které navazuje část praktická, ve které je zvolena vhodná koncepce. Praktická část je doplněna výběrem vhodných komponent řízení a pohonu. V závěru práce jsou vyhodnoceny letové vlastnosti, včetně naměřených letových dat a navrhované pokračování ve vývoji.

ANNOTATION OF BACHELOR THESIS

SOLAŘ, E. *Design and Implementation of UAV with Negative Arrow Wings: Bachelor Thesis:* Ostrava : VŠB – Technical University of Ostrava, Faculty of Mechanical Engineering, Institute of Transport, 2013, 60 p. Thesis head: Martinec, F.

This bachelor thesis deals with the selection of a suitable concept unmanned aerial vehicle. In the introduction are analyzed the problems of concepts and according to the planned destination as unmanned aerial vehicle operating in a limited space is chosen the best conception, according to the author. The following section deals with the basic aerodynamic calculations, which is followed by the practical part, in which is appropriately chosen concept. The practical part is accompanied by a selection of suitable components and power management. In conclusion are the evaluated flight characteristics, including the measured flight data and proposed further development.

Obsah:

Cíle bakalářské práce	8
Úvod.....	9
1 Volba typu koncepce dle způsobu vzniku vztlaku.....	10
1.1 Aerostaty	10
1.2 Aerodyny	10
1.2.1 Vrtulníky.....	11
1.2.2 Vírníky.....	11
1.2.3 Multikoptery	12
1.2.4 Padáky	12
1.2.5 Plošníky	13
2 Volba koncepce bezpilotního motorového letounu	15
2.1 Metoda výběru vhodné koncepce.....	16
2.2 Navrhované koncepce pro více kriteriální výběr	16
2.3 Tabulka více kriteriálního výběru	17
2.3.1 Vyhodnocení více kriteriálního výběru	17
3 Popis zvolené koncepce samokřídlo	18
3.1 Samokřídlo s kladným šípem	18
3.2. Samokřídla s přímým křídlem.....	19
3.3 Samokřídlo se záporným šípem	20
3.4 Zvolení typu samokřídla	21
4. Návrh rozměrů samokřídla s šípovým křídlem a výpočet základních aerodynamických vlastností.	22
4.1 Předběžný odhad hmotnosti komponentů	22
4.2 Návrh rozměrů křídla	22
4.3 Náčrt proporcí samokřídla.....	28
4.4 Volba vhodného profilu	28
4.4.1 Výpočet minimální rychlosti.	29
4.4.2 Výpočty pro výpočtovou rychlost $v_{25}=25\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$	34

4.5 Návrh trupu pro uložení vybavení.....	36
4.6 Návrh směrového stabilizátoru	41
4.7 Celkový odpor letounu	44
5 Volba konstrukce	45
5.1 Rozhodnutí o výběru konstrukce	46
6 Popis zvolené konstrukce.....	47
6.1 Výroba křídla	47
6.2 Výroba směrového stabilizátoru	48
6.3 Výroba trupu	49
7 Palubní vybavení pro pohon a řízení letounu	50
7.1 Elektromotor	50
7.2 Akumulátor	52
7.3 Servomechanizmy řízení	55
8. Statické a letové údaje	56
9. Závěr	57
10. Použité zdroje a literatura	58
Seznam příloh	60

Cíle bakalářské práce

Při zadání bakalářské práce vyplynulo mnoho požadavků ať již na konstrukční stránku projektu, tak na jednoduchost obsluhy a také na finanční stránku bezpilotního letounu.

Plánované využití bezpilotního letounu

Bezpilotní letoun je určen pro plánovaný průzkum terénu s využitím řízeného letu, polo-autonomního, případně zcela autonomního letu dle předem nastavených parametrů, které představují například trasu letu, rychlost letu a výšku letu. Nosnost letounu je v zadání specifikována na 2 500 g. Výdrž letu v požadované výšce 30 minut včetně stoupání do požadované výšky 500 m.

Doplňující požadavky na délku startu a přistání

Účel použití bezpilotního letounu ve spojení s požadavky na jednoduchost a rychlost obsluhy vede k požadavku vzletu letounu na malém prostoru, bez nutnosti zpevněné plochy. Koncepce letounu by měla umožnit vzlet pomocí hodu z ruky, případně startu pomocí katapultu ze země, eventuálně ze střechy jedoucího automobilu. Z tohoto důvodu je požadováno rychlé zahájení stoupání s vysokým gradientem stoupání. Přistání musí být provedeno na nízké rychlosti, které se dá docílit vhodnou koncepcí, plošným zatíženým letounu a v neposledním případě lze využít brzdného systému v podobě padáku.

Omezení dané plánovaným využitím

Z důvodu plánovaného využití, jednoduchosti obsluhy a uvedení do provozu, poté zejména možnosti přepravy v běžném automobilu bylo stanoveno rozpětí letounu s ohledem na požadovanou nosnost a vlastnosti při startu, potažmo přistání, na maximální hodnotu pohybující se okolo 2 000 mm.

Požadovaná výkonnost

Mezi požadavky k výkonnosti letounu patří výdrž 30 minut ve stanovené letové výšce 500 m při zatížení 2 000 g, maximální nosnost 2 500g a možnost startu na malém prostoru, s čímž souvisí vysoký gradient stoupání a nízká minimální rychlost.

Cílem práce autora je se co nejvíce přiblížit stanoveným hodnotám navržených pro bezproblémové používání bezpilotního prostředku v různých situacích.

Úvod

Bezpilotní prostředky, velmi často označované zkratkou UAV - Unmanned aerial vehicle (bezpilotní létající prostředky), je souhrnným označením dálkově ovládaných létajících zařízení ať už v režimu plné kontroly, tak i v čistě autonomním režimu. [18]

V dnešní době je nasazování bezpilotních prostředků stále častější a v širším záběru než jen pro vojenské účely. Vzhledem ke klesající ceně, snižování nároků na obsluhu a zvýšení nároků na bezpečnost pracovníků pronikají bezpilotní prostředky i do oblasti záchranných složek, mezi které patří horská služba, zdravotní záchranná služba, hasičské záchranné sbory a policie. Zde se létající prostředky uplatňují zejména v oblasti vyhledávání osob v komplikovaném terénu, vyhledávání a monitorování ohnisek požáru a monitorování dopravní, nebo popřípadě záplavové situace. Nasazení bezpilotních prostředků je rychlé, účinné a možné i v místech kde by bylo použití letadel nebo vrtulníků s lidskou posádkou nebezpečné. Nevýhodou je menší akční rádius, zejména u malých prostředků.

Bezpilotní prostředky pronikají také do soukromé sféry, například využití bezpilotního prostředku ve formě multikoptery a malého samokřídla pro geodetické účely používá brněnská firma Geodis. [17]

Bakalářská práce se zabývá volbou a zhotovením modelu vhodného typu létajícího prostředku pro civilní a výzkumné využití a případné vyhledávání osob v terénu. Také ale je kladen důraz na jednoduchost konstrukce, rychlou a finančně nenáročnou stavbu.

Bakalářská práce je rozdělena do tří základních fází a to teoretické, kde je rozebrán postup výběru vhodné koncepce a vlastnosti jednotlivých konstrukcí, výpočtové kde je pomocí základních aerodynamických vlastností stanoven základní tvar letounu a volba vhodného profilu. Praktická část se zabývá zvolenou konstrukcí a její realizací, tato kapitola je zakončena praktickými letovými zkouškami, dokumentací testovacích letů a vyhodnocením v závěru.

1 Volba typu koncepce dle způsobu vzniku vztlaku

Základní volbou byl typ vzniku vztlaku na letadle. Základní možnosti byly:

- Aerostaty
- Aerodyny

1.1 Aerostaty

Aerostaty jsou letadla lehčí jak vzduch. Vztlak vzniká na principu Archimédova zákona. Mezi aerostaty patří vzducholodě, héliové nebo horkovzdušné balóny.

Výhody a nevýhody aerostatů

Mezi hlavní výhody patří možnost kolmého startu a přistání, setrvání ve vzduchu i s nulovou rychlostí letu. Tyto eventuální výhody ale vedou k základním nedostatkům, které aerostaty deklasují na naprosto nepoužitelný prostředek pro průzkum ve volném terénu. Mezi hlavní nedostatky patří malá dopředná rychlost, nízká nosnost (v porovnání s rozměry), založená na malém rozdílu hustoty vzduchu a plnicího média, nejčastěji hélia – vzducholodě a balóny, a nebo horkého vzduchu v případě horko-vzdušného balónu. Malá dopředná rychlost je důvodem toho, že aerostaty jsou ve velkém ovlivňovány povětrnostními podmínkami.

Vyhodnocení aerostatů

Vzhledem k výše popisovaným nevýhodám jako je velká ovlivnitelnost okolí, malá nosnost, nízká dopředná rychlost a v podstatě nemožnost použití v horších povětrnostních podmínkách, řadí výše zmíněné nedostatky aerostaty mezi nepoužitelné prostředky pro provoz ve volném prostoru.

1.2 Aerodyny

Aerodyny jsou letadla těžší než vzduch, kde vztlak vzniká prouděním vzduchu kolem pevného křídla u plošníku, případně na rotujícím křídle u vrtulníků a vírníků. Do této kategorie spadají i takzvané multikoptery, kde vztlak vzniká na n -vrtulích, nejčastěji čtyř. Posledním létajícím aparátem patřícím do kategorie aerodynů jsou padáky.

1.2.1 Vrtulníky

Vrtulníky se řadí mezi letadla těžší než vzduch, což je zařazuje mezi aerodyny. Vzlak vzniká na rotujícím křídle – rotoru. Rotor je roztáčen pomocí pohonné jednotky.

Vyhodnocení vlastností vrtulníků

Výhodou pro vrtulníky je možnost kolmého startu i přistání. Vrtulníky mají dostatečnou nosnost, jsou schopny dosahovat poměrně vysokých dopředných rychlostí a jejich nespornou výhodou je možnost setrvat v určité výšce na jednom místě. Díky malé boční a čelní ploše nejsou tak náchylné na různé větrné poryvy. Tyto výhody jsou vyváženy nevýhodami této koncepce, jako je neefektivita provozu, složité mechanické provedení a vyšší obtížnost pilotáže, která se dá ale do jisté míry minimalizovat vhodnou stabilizační elektronikou, která ale musí být vybavena přesnou a rychlou regulační smyčkou.

Nebezpečím při použití jako bezpilotního prostředku je vysazení pohonné jednotky, které vede k velmi složitému režimu autorotace. Při řízeném pádu po vysazení pohonné jednotky dochází k roztáčení rotoru okolním vzduchem, nad terénem se následně využije kinetická energie roztočeného rotoru k vygenerování vzlaku, který stačí k zabrzdění pádu. Tento režim je ale zejména u malých vrtulníků nepoužitelný z důvodu malé hmotnosti rotoru, která znamená malou kinetickou energii rotoru.

V konečném výsledku se v provozu jeví vrtulník jako průzkumný prostředek nevhodný zejména z důvodu neefektivity provozu. Z vlastních zkušeností s vrtulníky s elektropohonem byla sérií měření zjištěna efektivita pohonu, která vychází přibližně 9,5 g tahu na jeden watt příkonu v režimu visu. Pro režim letu je tato hodnota vyšší.

1.2.2 Vírníky

Vírníky využívají, stejně jako vrtulníky, vzniku vzlaku na rotujícím křídle – rotoru. Zásadním rozdílem je, že nosný rotor není roztáčen pohonnou jednotkou, ale okolním nabíhajícím vzduchem. Dopředný pohyb je způsoben tažnou, nebo tlačnou vrtulí. Vírník tudíž není schopen kolmého startu, ale přistání lze provést v režimu autorotace, kdy je dopředná přistávací rychlost takřka nulová.

Provoz z důvodu velkého čelního odporu je neekonomický a nebezpečím je dosažení záporných hodnot přetížení, při kterých dochází ke zpomalení nebo zastavení rotoru

a následné ztrátě vztlaku a nevyhnutelnému pádu.

Vyhodnocení vlastností vírníků

Velký čelní odpor, nebezpečí pádu při dosažení záporných hodnot přetížení a potřeba dráhy pro start, ač pro vírníky s předtáčeným rotorem krátké, řadí tento typ letadla jako v praxi špatně využitelný.

1.2.3 Multikoptery

Jedná se o moderní létající prostředek, který se především v poslední době těší velmi velké oblibě především pro svou velmi jednoduchou konstrukci. Jak už z názvu vyplývá, jedná se o létající zařízení s vertikálně umístěnými rotory. Multikoptera nemá žádnou pevnou nosnou plochu a vztlak vzniká na vrtulích nejčastěji s pevným úhlem náběhu.

Vyhodnocení vlastností multikoptery

Kolmý start i přistání, vysoká obratnost, poměrně vysoká nosnost, jednoduchá konstrukce, velmi vysoká odolnost vůči turbulencím a již hojně rozšířené a levné komerční stabilizační jednotky dělají z multikoptery velmi všestranný prostředek.

Mezi nevýhody, ale bohužel ty hlavní pro využití jako bezpilotního prostředku, patří nízká efektivita, která je z vlastního měření pouze 6 g tahu na jeden watt příkonu. Druhou nevýhodou je možnost vysazení jednoho pohonného motoru a nebezpečí následné havárie. Tento neduh lze odstranit využitím koncepce s více motory (6-ti, 8-mi, nebo více vrtulovými multikoptery). Vysazení většího počtu, nebo dokonce všech pohonů, vede k havárii, bohužel u tohoto typu prostředku nelze využít autorotaci, z důvodu pevného úhlu náběhu vrtulí.

1.2.4 Padáky

Padáky a paraglidingové křídla jsou létající aparáty bez pevné konstrukce křídla.

Kulové vrchlíky

Padák má tvar části koule – kulového vrchlíku. Jedná se o nejčastější typ padáku pro záchranu, jako bezpilotní prostředek ale nevyužitelný, vhodný pouze jako záchranný, nebo brzdový prostředek. Směr sestupu lze měnit jen velmi málo. Využívá se odporu vzduchu.

Padák typu křídlo

Padák s obdélníkovým půdorysem je nejčastěji používán jako hlavní padák u parašutistů. Padák má stálou dopřednou rychlost, jde řídit směr a částečně lze regulovat i rychlost. Pro bezpilotní účely je nevyužitelný. Využívá se odporu a částečně i vzlaku vzniklého na křídle, které je nafouknuto nabíhajícím vzduchem.

Paraglidingový padák

Padák s eliptickým půdorysem, využíván paraglidisty, není stavěn na otevírání při volném pádu. Padák se „nafukuje“ na zemi rozběhem z kopce, případně lze použít pohonnou jednotku na zádech pilota – motorová krosna, případně motor na tříkolce. Pro bezpilotní prostředky by se teoreticky paraglidingové křídlo dalo použít, ale velký čelní odpor, nízká rychlost letu, omezení z pohledu povětrnostních podmínek – nebezpečí zborcení padáku, řadí tento prostředek jako nepoužitelný. Pro let se využívá vzlaku vznikajícího na padáku, který se nafoukne díky nabíhajícímu vzduchu na náběžné hraně.

1.2.5 Plošníky

Mezi plošníky řadíme:

- letouny – poháněné motorem
- kluzáky – bez pohonu, nevyužitelné, nebudeme nadále řešit.

Letouny

Letouny využívají k letu vzlak na pevném křídle. K dosažení dopředné rychlosti využívají pohonné jednotky. Dělit je můžeme podle polohy křídla vůči poloze trupu a vodorovné ocasní plochy.

- dolnoplošníky
- středoplošníky
- hornoplošníky
- parasoly

Dále lze dělit podle polohy křídla vůči vodorovné ocasní ploše (při pohledu z půdorysu).

- klasická konstrukce
- koncepce „kachna
- tandemové uspořádání
- samokřídlo

Poslední základní dělení je podle půdorysu křídla.

- obdélníkové
- lichoběžníkové
- eliptické
- šípové
- delta křídlo

Vyhodnocení letounů

Díky různorodým vlastnostem rozdílných koncepcí letounů a různých půdorysů křídla lze nastavit parametry letounu dle požadavku přesně na míru, ať již z pohledu rozměrů, nebo použitých materiálů. U letounů všeobecně je nejširší možnost laborování s použitými materiály.

Z předešlých zkušeností s letouny s elektrickým pohonem se pohybuje účinnost motoru kolem 5 g tahu na jeden watt příkonu, pro vodorovný let je potřeba kolem jednoho wattu příkonu na 40g hmotnosti letadla, tento údaj se hodně mění v závislosti na aerodynamické čistotě letounu, u zvláště aerodynamicky čistých konstrukcí, jako jsou kluzáky s pohonem, se tento poměr zvětšuje až na 80 g hmotnosti letadla na jeden watt příkonu. Tato koncepce vychází nejlépe pro využití v oblasti bezpilotního letadla pro průzkum rozlehlejšího terénu.

1.3 Volba typu letadla pro bezpilotní prostředek

Z předešlého hodnocení vlastností různých koncepcí vychází nejlépe koncepce letounu. Pro konstrukci bezpilotního prostředku byl zvolen jako typ letadla motorový letoun.

2 Volba koncepce bezpilotního motorového letounu

Při volbě koncepce byl kladen hlavní důraz na funkčnost a jednoduchost celku.

Výběr koncepce byl zvolen z následujících požadavků:

- jednoduchost koncepce
- předpokládané vlastnosti při přetažení
- skladnost a nároky na přepravu
- prostor pro umístění komponentů
- aerodynamické vlastnosti
- náročnost na pilotáž
- odolnost

Jednoduchost koncepce

Kritérium *jednoduchost koncepce* posuzuje náročnost letounu jako celku. Do tohoto kritéria je zahrnut počet dílů letadla, rychlost sestavení a náročnost celé koncepce.

Předpokládané vlastnosti při přetažení

Kritérium *předpokládané vlastnosti při přetažení* posuzuje vlastnosti letounu při nadkritickém úhlu náběhu, zejména pádové vlastnosti a schopnost řízení při režimu pádu.

Skladnost a nároky na přepravu

Kritérium *skladnost a nároky na přepravu* posuzuje možnost rozdělení letounu na jednotlivé konstrukční celky, náročnost této demontáže, ale také složitost opětovné kompletace letounu.

Prostor pro umístění komponentů

Kritérium *prostor pro umístění komponentů* posuzuje možnost uložení komponentů v letounu, nejčastěji v trupu.

Aerodynamické vlastnosti

Kritérium *aerodynamické vlastnosti* posuzuje zejména vlastnosti různých koncepcí z pohledu odporu zamýšlené koncepce, stability a součinitele vztlaku.

Náročnost pilotáže

Kritérium *náročnost pilotáže* posuzuje složitost pilotáže, s tímto kritériem souvisí hlavně stabilita letadla a částečně také odolnost, toto kritérium je velmi komplexní.

Odolnost

Kritérium *odolnost* posuzuje odolnost letounu při případných haváriích, ale také rychlost opravy, případně náročnost výměny poškozeného dílu.

2.1 Metoda výběru vhodné koncepce

Pro výběr vhodné koncepce byl zvolen více kriteriální výběr. Každému požadavku bylo uděleno 1 až 5 bodů, kde více bodů znamená lepší vlastnosti. Pomocí tohoto výběru a součtu bodů všech hodnocených parametrů byla stanovena nejlepší koncepce pro navrhované použití jako bezpilotního letounu.

2.2 Navrhované koncepce pro více kriteriální výběr

Bylo vybíráno z následujících koncepcí:

- klasické uspořádání, hornoplošník
- samokřídlo
- koncepce „kachna“

Klasické uspořádání hornoplošník

Bezesporu nejrozšířenější koncepce v „malém“ letectví. Výhodou je možnost dosáhnout vysoké stability ve všech osách a velký rozsah těžištní zásoby.

Samokřídlo

Koncepce bez vodorovné ocasní plochy sebou přináší výhody v pohledu menšího počtu základních dílů letounu, nevýhodou poté menší rozsah těžištní zásoby a nižší stabilita.

Koncepce „kachna“

Koncepce typu kachna je význačná svou polohou vodorovné ocasní plochy, která se nachází před hlavní nosnou plochou – křídlem. Výhodou jsou velmi dobré vlastnosti při přetažení.

2.3 Tabulka více kriteriálního výběru

Více kriteriální výběr. Hodnocení 1 až 5 bodů	Jednoduchost koncepce	Předpokládané vlastnosti při přetažení	Skladnost a nároky na přepravu	Prostor pro umístění komponentů	Aerodynamické vlastnosti	Jednoduchost pilotáže	Odolnost	Σ
Klasická koncepce hornoplošník	4	3	4	3	3	5	4	26
Samokřídlo	4	4	5	4	3	3	5	28
Koncepce „kachna“	3	5	3	2	3	3	3	22

Tab. 1 – Více kriteriální výběr pro stanovení vhodné koncepce.

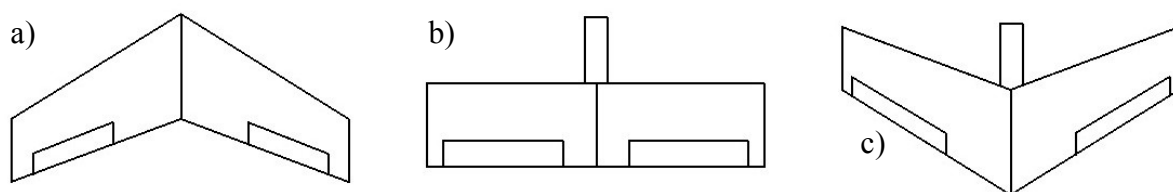
2.3.1 Vyhodnocení více kriteriálního výběru

Po doplnění a sečtení bodů více kriteriálního výběru, vyplynula jako nejlepší možnost využití samokřídla jako bezpilotní prostředku.

3 Popis zvolené koncepce samokřídlo

Pomocí více kriteriálního výběru byla zvolena koncepce samokřídla. Samokřídlo je typ letounu bez vodorovné ocasní plochy. Z důvodu absence výškového kormidla musí být nosné plochy vybaveny auto-stabilním profilem. Samokřídla mohou být rozdělena do základních tří skupin podle toho, jaký svírá úhel příčná osa letounu a čtvrtinová čára profilu. Dle tohoto členění můžeme samokřídla rozdělit do následujících základních skupin:

- s kladným šípem křídla (a)
- s nulovým šípem křídla (b)
- se záporným šípem křídla (c)



Obr. 1- Základní typy samokřidel z pohledu šípu křídla.

Pro zachování podélné stability musí být letoun vybaven auto-stabilním profilem, nebo musí mít na koncích křídel vyvažovací klapky, které jsou zvednuté směrem nahoru. První pokusy se samokřídly však ukázaly zhoršení stability a zvýšení požadavků na pilotáž. Později bylo zjištěno, že jednoduše lze tento neduh odstranit zvětšením šípu křídla. [3] Zvětšení úhlu šípu křídla přispívá ke zvýšení stability ve všech osách. Úhel šípu křídla má stejné důsledky na příčnou stabilitu jako vzepětí křídla. Při použití křídel s velmi velkým šípem, musí být dokonce vzepětí záporné, aby bylo možné s letounem zatočit. [7]

3.1 Samokřídlo s kladným šípem

Samokřídlo s kladným šípem je nejrozšířenější konstrukce samokřidel. S největší pravděpodobností první létající samokřídlo sestrojil irský vynálezce John William Dunne v roce 1910. Jednalo se o dvojplošňikové samokřídlo s názvem odvozeného od jména konstruktéra D.5 biplane. Samokřídlo bylo nabídnuto i armádě Spojeného britského království, ale neúspěšně. [2] Další významnou konstrukcí bylo německé samokřídlo Marabu z roku 1931, které bylo nejspíše jedním ze vzorů pro první samokřídla bratrů Hortenů. [1]

S prvními významnými konstrukcemi samokřidel přišli bratři Hortenové, kteří sestrojili velké množství rozličných konstrukcí samokřidel a měli nejspíše i vliv na vývoj známého samokřídla Luftwaffe - Me 163 Komet. [1]

V Americe probíhal vývoj samokřidel hlavně pod vedením spolu-konstruktéra DC-2 a DC-3 Jacka Northropa pod názvem Northrop. Jack Northrop se znova zapsal do konstrukce samokřidel konstrukcí těžkého bombardéru B-2 Spirit. [1]

Princip letu a vlastností samokřidel s kladným šípem křídla

Samokřídla pro svůj let potřebují auto-stabilní profil, tím je zaručena jejich podélná stabilita. Při použití klasického symetrického, nebo polo-symetrického profilu se musí koncové klapky vychýlit směrem nahoru, tím se docílí prohnutí tětiny profilu jako u auto-stabilního profilu. Stabilitu v příčném a svislém směru obstarává šíp křídla.

Velký kladný šíp křídla působí stabilizačním účinkem ve svislé ose, z tohoto důvodu mohou být samokřídla konstruovány i s absencí směrového kormidla. Pro zatáčení místo směrovky se poté používají spoilery umístěné při konci křídla.

Díky kladnému šípu je letadlo odolné vůči aeroelastickým jevům. Při náhodném výskytu tohoto jevu, například vlivem turbulence, nebo vůlí v elevonech, se pomocí ohybovým charakteristikám křídla samy utlumují.

Negativním jevem u kladného šípu, a nejen u samokřidel, je fakt, že díky úhlu křídla jsou proudnice řidší, což má za následek pokles vztlaku. Nejvíce se to projevuje v kořenové části. Pokud je v těchto místech umístěna vrtule, dochází k poklesu účinnosti. Tento nežádoucí jev lze odstranit aerodynamickými plůtky, jako je tomu například u letounu Mig-15.

3.2. Samokřídla s přímým křídlem

Samokřídlo s přímým křídlem, nebo také mezi modeláři zvaná „prkna“, jsou nejméně rozšířenou verzí samokřidel. Z létajících prken stojí za zmínku experimentální letoun XM-1 z roku 1957, pod jehož konstrukcí je podepsán Jim Marsk. [4] [5]

Princip letu a vlastnosti samokřidel s přímým křídlem

Principiálně je let samokřídla bez šípů shodný s letem samokřídla s přímým šípem. Rozdílem je zde stabilita v příčném a svislém směru. Při vybočení letounu nevzniká na křídle žádná síla vyrovnávající tento moment, proto musí být letoun vybaven směrovým stabilizátorem. Z důvodu potřeby velké plochy směrového kormidla pro stabilní přímý let může být směrová plocha umístěna na prodlouženém výběžku trupu směrem dozadu.

Pro udržení příčné stability musí být křídlo vybaveno vzepětím, případně vhodně umístěným těžištěm nízko pod křídlem.

3.3 Samokřídlo se záporným šípem

Samokřídla se záporným šípem, nejsou příliš rozšířenou variantou samokřidel. Nejznámější je opět konstrukce Jima Marske pod názvem Pioneer a Pioneer II. [6]

Princip letu a vlastnosti samokřidel se záporným úhlem křídla

Principiálně je let tohoto typu samokřídla opět stejný, jako je princip letu samokřídla s kladným šípem. Podélná stabilita je zaručena auto-stabilním profilem, příčné stability je dosaženo použitím šípů křídla. Jistou nevýhodou je stabilita kolem svislé osy. Zde nedochází k samovolnému utlumování kmitů, tak jako u samokřidel s kladným šípem, ale naopak při absenci směrového kormidla by docházelo k nekontrolovatelnému chování. Tento problém se výrazně projevuje jen při velkých koeficientech vztlaku C_L a lze jej odstranit dostatečnou plochou směrového kormidla.

Nevýhodou samokřídla se záporným úhlem křídla, tak jako všeobecně i u letadel se záporným šípem, je křídlo náchylné na aeroelastické jevy, tak zvaný flutter. Při návrhu konstrukce takového křídla je nutnost dodržet vysokou torzní tuhost při minimální hmotnosti. V současné době problém s malou torzní tuhostí je vyřešen využitím nových, zejména kompozitních materiálů v leteckém průmyslu. Příkladem mohou být letouny X-29 Grumman (USA) a Suchoj SU-47 Berkut (RUS).

Využití křidel se záporným šípem řeší problém s řidšími proudnicemi u trupu. U křídla se záporným šípem se naopak proudnice zhušťují. Křídlo i případná pohonná jednotka tak pracuje s vyšší účinností.

3.4 Zvolení typu samokřídla

Vzhledem k výše uvedeným vlastnostem jednotlivých typů samokřidel a k zamýšlenému účelu použití byla zvolena koncepce samokřídla se záporným šípem křídla.

Jisté nevýhody, jako je například náchylnost k aeroelastickým jevům, nebo nestabilita při vysokém součiniteli vztlaku, což odpovídá nízké rychlosti, lze odstranit vhodnou konstrukcí, volbou materiálu, případně využitím elektroniky řízení. Tudíž v modelovém provedení jsou tyto nedostatky eliminovány.

4. Návrh rozměrů samokřídla s šípovým křídlem a výpočet základních aerodynamických vlastností.

Rozměry samokřídla byly vymezeny zejména omezením rozpětí přibližně 2 000 mm. Omezení plošného zatížení bylo stanoveno po předešlých zkušenostech na maximálně 65 g/dm².

4.1 Předběžný odhad hmotnosti komponentů

Baterie 4S2P 5000mAh (10 000 mAh)	1 000 g
Motor 500W + regulátor 70A + vrtule	250 g
Přijímač + 4× servo	100 g
Křídla Levé + Pravé	700 g
Trup	300 g
Celkem	2 350 g

Celková odhadovaná hmotnost je 2 350 g, po připočtení maximální užitečné hmotnosti 2 500 g dostaneme předpokládanou maximální vzletovou hmotnost MTOW pro základní výpočet plochy křídla.

$$MTOW = M_L + M_U$$

$$MTOW = 2350 + 2500$$

$$MTOW \cong 4850 \text{ [g]}$$

<i>MTOW</i>	maximální vzletová hmotnost	[g]
<i>M_L</i>	předpokládaná hmotnost letadla	[g]
<i>M_U</i>	předpokládaná hmotnost užitečného vybavení	[g]

Maximální předpokládaná vzletová hmotnost je 4 850 g.

4.2 Návrh rozměrů křídla

Pro správné letové vlastnosti je základem vhodná volba rozměrů křídla. Rozhodujícím parametrem pro letové vlastnosti letounu je plocha, plošné zatížení, štíhlost křídla a zúžení křídla.

Výpočet plochy

Při návrhu křídla byl kladen důraz na dodržení maximálního plošného zatížení a přitom dodržení rozpětí okolo hranice 2000 mm. Předpokládaná hmotnost letounu byla stanovena na 4 850 g. Pro dodržení maximálního plošného zatížení $< 65 \text{ g/dm}^2$ byla vypočtena potřebná plocha, která se rovná podílu MTOW a plošného zatížení.

$$S_K = \frac{MTOW}{P_{L-ZAT}}$$

$$S_K = \frac{4850}{65}$$

$$S_K = 74,15 \text{ [dm}^2\text{]}$$

S_K	plocha křídla	[dm ²]
$MTOW$	maximální vzletová hmotnost	[g]
P_{L-ZAT}	plošné zatížení křídla	[g dm ⁻²]

Minimální plocha křídla pro dodržení maximálního stanoveného plošného zatížení při zatížení předpokládanou maximální hmotností činí 74,15 dm².

Štíhlost křídla

Štíhlost křídla je poměr rozpětí a střední hloubky křídla. Štíhlost ovlivňuje mnoho parametrů, jako je například velikost indukovaného odporu, s tím související výkonnost letounu, ale také obratnost. Vyšší štíhlost křídla způsobuje nižší indukovaný odpor, což vede ke zvýšení výkonnosti letounu jako je vyšší rychlost, nižší spotřeba nebo také zvýšení klouzavosti. Vyšší štíhlost křídla ovšem znamená zvýšené nároky na konstrukci, zejména z důvodu snížení maximální tloušťky profilu. Nižší štíhlost křídla způsobuje vyšší obratnost letounu kolem příčné osy. [8]

Z rozpětí a výše vypočtené minimální plochy, lze podle jednoduchého vzorce vypočítat maximální štíhlost křídla. Z předešlých zkušeností se jako nejvýhodnější štíhlost křídla jeví hodnota v intervalu $< 4;6 >$.

$$\lambda = \frac{l^2}{S}$$

$$\lambda = \frac{2000^2}{741500}$$

$$\lambda = 5,39 [-]$$

λ	štíhlost křídla	[-]
l	rozpětí křídla	[mm]
S	minimální plocha křídla	[mm ²]

Z výpočtu vyšla maximální hodnota štíhlosti 5,39. Tato hodnota zaručuje při rozpětí 2 000 mm dosažení minimální vypočtené plochy 74,15 dm² (více bod 4.2).

Volba typu půdorysu křídla

Z různých půdorysů křídla, jako je například obdélník, lichoběžník, nebo elipsa a jejich rozlišných aerodynamických vlastností byl zvolen jako základní tvar křídla lichoběžník. Eliptické křídlo bylo z důvodu obtížnosti konstrukce zamítnuto. Ze zbývajících dvou možností, lichoběžníku a obdélníku, byl z důvodu lepších aerodynamických vlastností, zejména nižšího indukovaného odporu a lepších vlastností odtržení mezní vrstvy při překročení maximálního úhlu náběhu zvoleno právě lichoběžníkové křídlo.

Rozměry náhradního křídla

Jelikož jako půdorysný tvar křídla byl zvolen lichoběžník, musí být pro výpočet jednotlivých hloubek křídla stanoveno náhradní křídlo, které odpovídá tvaru obdélníkového křídla. Pro zjednodušení výpočtu byla zvolena hodnota štiřlosti $\lambda=5$ a plocha křídla 80 dm^2 .

$$c_N = \frac{S}{\lambda}$$

$$c_N = \frac{800000}{5}$$

$$c_N = 400 \text{ [mm]}$$

c_N	hloubka náhradního křídla [mm]
S	výpočtová plocha křídla [mm^2]
λ	výpočtová hloubka křídla [-]

Náhradní křídlo nám slouží k výpočtu střední hloubky křídla, z níž pomocí jednoduchého vztahu vypočteme hloubku křídla u kořene a u konce křídla. Náhradní křídlo nám také může sloužit k výpočtu těžiště.

Zúžení křídla

Velikost koeficientu zúžení křídla, tedy poměr hloubky u kořenu c_0 a hloubky na konci křídla c_K je dán vztahem:

$$\eta = \frac{c_0}{c_K}$$

η	zúžení křídla	[-]
c_K	hloubka profilu na konci křídla	[mm]
c_0	hloubka profilu u kořene křídla	[mm]

Z konstrukčního hlediska byl koeficient zúžení křídla zvolen z intervalu $< 1;2 >$. Hloubka křídla u kořene c_0 byla navrhována 500 mm. Hloubku koncového profilu křídla vypočteme ze vztahu:

$$c_K = c_0 - 2 \cdot (c_0 - c_N)$$

$$c_K = 500 - 2 \cdot (500 - 400)$$

$$c_K = 300 [mm]$$

c_K	hloubka profilu na konci křídla [mm]
c_0	hloubka profilu u kořene křídla [mm]
c_N	hloubka profilu náhradního křídla [mm]

Vypočítaná hloubka profilu na konci křídla je 300mm.

Koeficient zúžení křídla (více kapitola 4.2.):

$$\eta = \frac{c_0}{c_K}$$

$$\eta = \frac{500}{300}$$

$$\eta = 1,66 [-]$$

η	koeficient zúžení křídla
c_0	hloubka profilu u kořene křídla [mm]
c_K	hloubka profilu na konci křídla [mm]

Koeficient zúžení křídla tak vychází 1,66 a náleží do výše zvoleného intervalu $< 1;2 >$.

Zvolení dopředného šípu

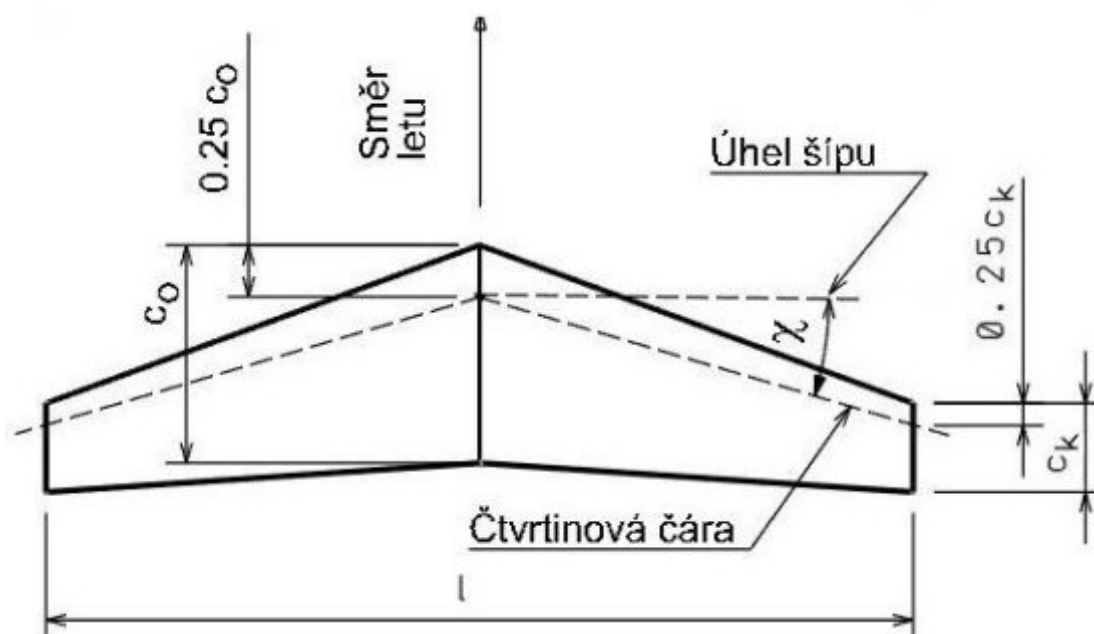
Dopředný šíp samokřídla byl zvolen $\approx 20^\circ$. Jelikož žádné předešlé zkušenosti s dopředným šípem nebyly, byla tato hodnota zvolena odhadem. Úhel křídla se měří na čtvrtinové čáře hloubky tělivity, což odpovídá spojnici bodů ležících na $0,25 \cdot c_0$ a $0,25 \cdot c_K$. Posunutí náběžné hrany na konci křídla vůči náběžné hraně u kořenu lze vypočítat dle vztahu:

$$w = \tan \chi^\circ \cdot l - 0,25 \cdot c_0 + 0,25 \cdot c_K$$

$$w = \tan 20^\circ \cdot 1000 - 0,25 \cdot 500 + 0,25 \cdot 300$$

$$w = 314,0 \text{ [mm]}$$

w	předsunutí náběžné hrany koncového profilu	[mm]
l	délka poloviny křídla	[mm]
c_0	hloubka profilu u kořene křídla	[mm]
c_K	hloubka profilu na konci křídla	[mm]
χ	úhel dopředlo šípu	[°]



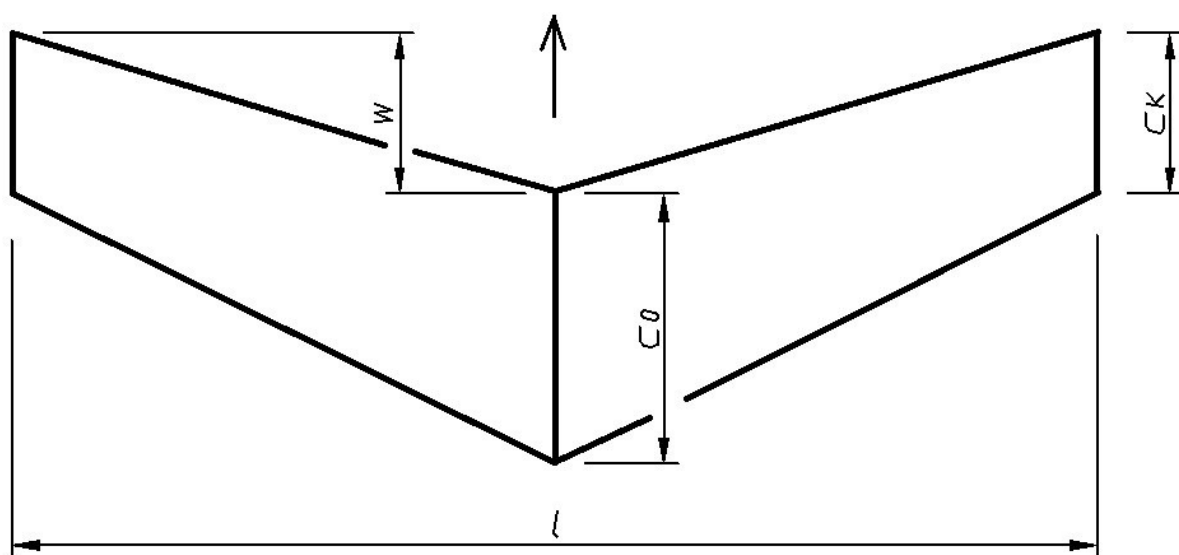
Obr.2: Měření úhlu šípu křídla [8]

Vzhledem k pouze odhadnutému úhlu 20° , bylo zvoleno pro jednoduchost předsunutí křídla $w = 300 \text{ mm}$.

4.3 Náčrt proporcí samokřídla

Z předešlých výpočtů byly stanoveny základní rozměry samokřídla, tyto hodnoty byly zaokrouhleny. Vzepětí křídla je 0° - jedná se tudíž o křídlo bez lomení a tato hodnota není zakreslena do náčrtu.

Rozpětí	l	2 000 mm
Plocha křídla	S	80 dm^2
Hloubka profilu u kořene	c_0	500 mm
Hloubka profilu u konce	c_K	300 mm
Předsunutí křídla	w	300 mm



Obr. 3: Náčrt rozměrů křídla.

4.4 Volba vhodného profilu

Jelikož pro stabilní let samokřídla je potřeba použít auto-stabilní profil, byly zvoleny s ohledem na předešlé zkušenosti profily řady MH, jejichž autorem je německý aerodynamik Dr. Martin Hepperle. Vynikají velmi dobrou účinností. Z řady profilů MH byl zvolen profil MH-42 a MH-62, které jsou přímo předurčeny pro použití na samokřídlech.

Pro veškeré výpočty je využívána střední hloubka křídla.

$$c_s = \frac{c_K + c_0}{2}$$

$$c_s = \frac{500 + 300}{2}$$

$$c_s = 400 [\text{mm}]$$

střední hloubka křídla c_s [mm]

koncová hloubka křídla c_K [mm]

kořenová hloubka křídla c_0 [mm]

Střední hloubka křídla je 400 mm.

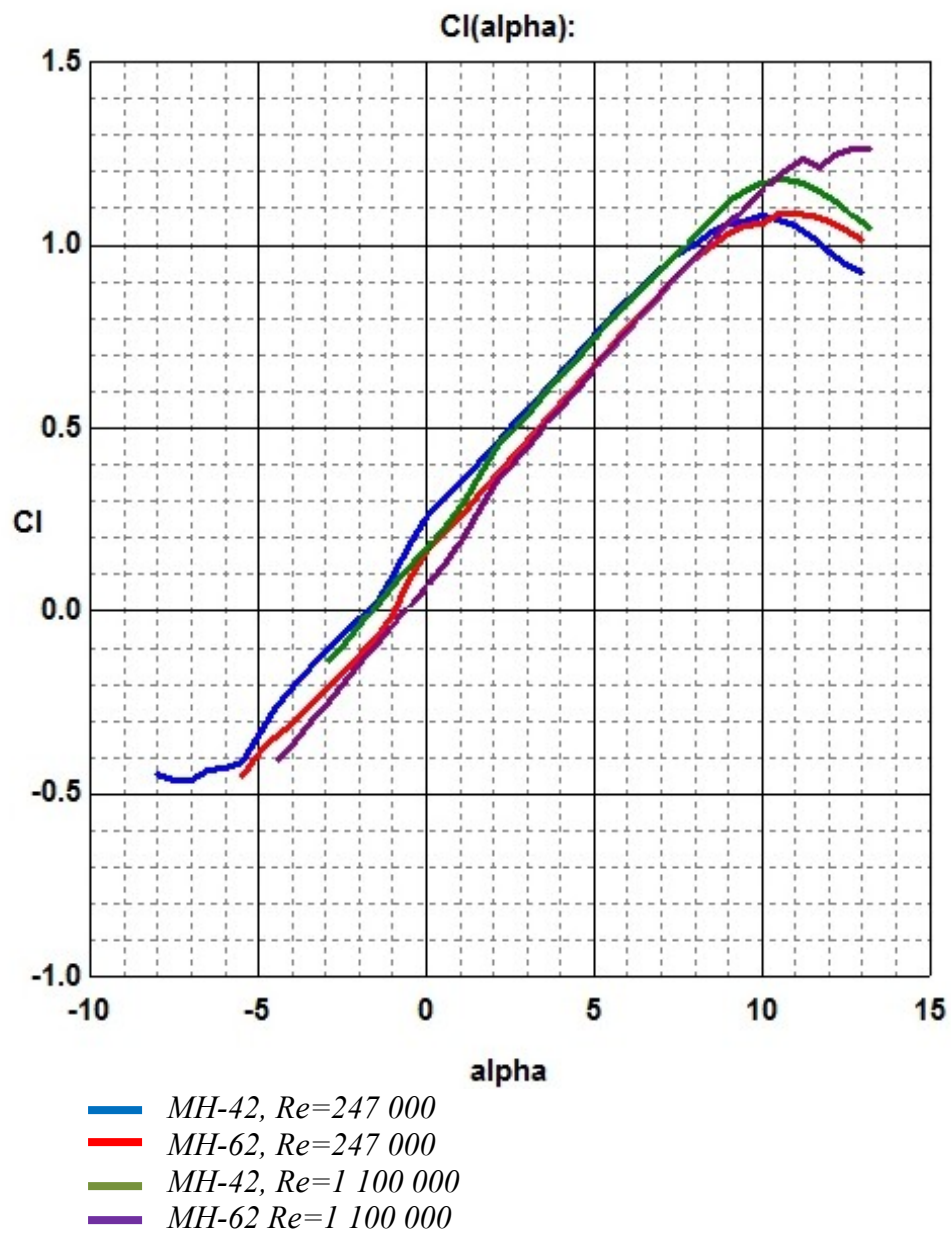
Základní parametry profilů MH-42 a MH-62

	MH-42	MH-62
Maximální tloušťka profilu	9,02 % v 30,9 % hloubky	9,29 % v 26,9 % hloubky
Maximální prohnutí tělvy profilu	2,09 % v 35,9 % hloubky	1,59 % v 36,6 % hloubky

Tab. 2: Základní parametry profilů MH-42 a MH-62.

4.4.1 Výpočet minimální rychlosti.

Pro výpočet minimální rychlosti je potřeba znát součinitel vztlaku, hustotu vzduchu, rychlost letu, plochu nosného křídla a vztlak. Při vodorovném ustáleném letu je vztlak roven hmotnosti letounu, tudíž můžeme vztlak ve vzorci nahradit hmotností. Plocha křídla je dána náčrtem modelu. Maximální součinitel vztlaku pro profily MH-42 a MH-62 se pohybuje okolo hodnoty 1,1 pro velký rozptyl Reynoldsových čísel (Re). Pro názornost je zobrazen graf, ze kterého lze vyčíst maximální součinitel vztlaku pro $Re = 274\,000$ které odpovídá rychlosti $10 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ a pro $Re = 1\,100\,000$ které odpovídá rychlosti $40 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ pro nulovou nadmořskou výšku při teplotě 15°C pro profil MH-42 a MH-62 o hloubce křídla 400 mm.



Graf 1: Součinitel vztlaku C_L pro Re 247 000 a 1 100 000, profily MH-42 a MH-62.

Minimální rychlost je vypočtena ze vztahu pro výpočet vztlaku. [10]

$$L = \frac{1}{2} C_{LMAX} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \rightarrow v = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{C_{LMAX} \cdot \rho \cdot S}}$$

$$v = \sqrt{\frac{2 \cdot 4,850 \cdot 9,81}{1,1 \cdot 1,225 \cdot 0,8}}$$

$$v = 9,39 \text{ [m} \cdot \text{s}^{-1}]$$

Známé hodnoty

C_{LMAX}	součinitel vztlaku	1,1	[-]
ρ	hustota vzduchu	1,225	[kg·m ⁻³]
L	vztlak	$m \cdot g$	[N]
m	hmotnost	4,850	[kg]
S	plocha křídla	0,8	[m ²]
g	gravitační konstanta	9,81	[m·s ⁻²]

Neznámá hodnota

v	Rychlost letu	[m·s ⁻¹]
-----	---------------	----------------------

Vypočtená minimální rychlost letu při maximálním koeficientu vztlaku se rovná 9,39 m·s⁻¹.

Výpočet Reynoldsova čísla Re pro rychlost 9,39 m·s⁻¹

Reynoldsovo číslo pro střední hloubku křídla vypočítáme ze vztahu [11]

$$Re = \frac{v_{MIN} \cdot c_s}{\nu}$$

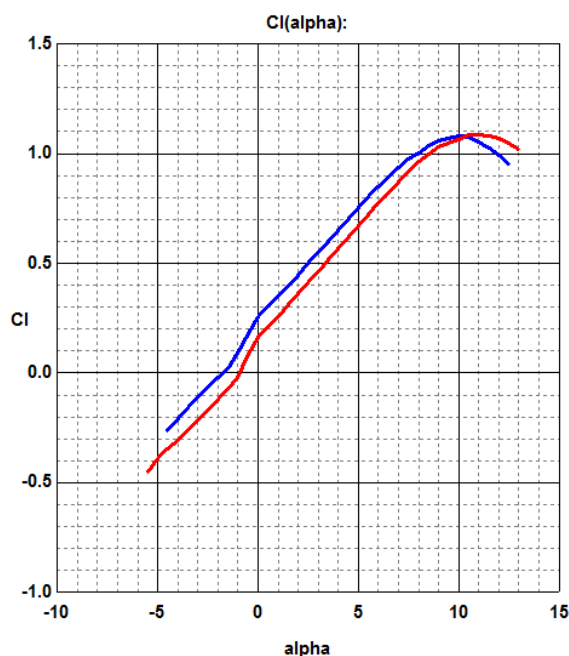
$$Re = \frac{9,31 \cdot 0,4}{1,33 \cdot 10^{-5}}$$

$$Re = 280000 \text{ [-]}$$

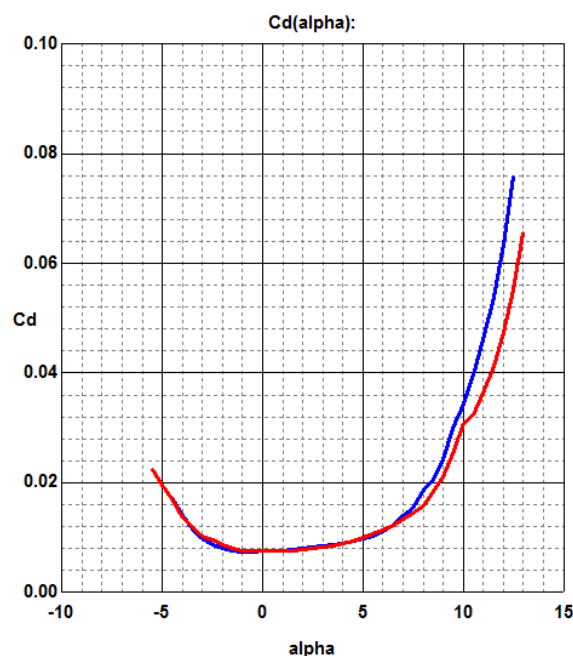
v_{MIN}	minimální rychlost	[m·s ⁻¹]	
ν	kinematická viskozita vzduchu	[m ² ·s ⁻¹]	[12]
c_s	střední hloubka křídla	[mm]	

Závislost koeficientu vztlaku C_L na úhlu náběhu α pro profil MH-42 a MH-62 při $Re = 280\,000$ je zobrazeno na grafu 2 který byl vykreslen programem Profili 2. [13]

Na grafu 3 je zobrazena závislost koeficientu odporu C_d v závislosti na úhlu náběhu α profilu MH-42 a MH-62 pro $Re=280\,000$.



Graf 2: Závislost C_L na úhlu náběhu α



Graf 3: Závislost C_D na úhlu náběhu α

— MH-42, $Re=280\,000$
 — MH-62, $Re=280\,000$

Pro hodnotu koeficientu vztlaku $C_L=1,1$ při $Re=280\,000$ pro profil MH-42 odpovídá úhel náběhu $\alpha=10^\circ$ a pro profil MH-62 $\alpha=10,5^\circ$. Z grafu závislosti koeficientu odporu C_D / α pro $Re=280\,000$ a $C_L=1,1$ byla velikost koeficientu odporu C_D pro profil MH-42 při úhlu náběhu $\alpha=10^\circ$ odečtena hodnota 0,033. Pro profil MH-62, při $Re=280\,000$ a $C_L=1,1$ při úhlu náběhu $\alpha=10,5^\circ$ byla odečtena hodnota koeficientu odporu $C_D=0,034$.

Výpočet odporu pro Re 280 000.

Z hodnoty koeficientu odporu C_D stanoveného v bodu 4.4.1 byl pomocí vztahu vypočten odpor křídla.

$$D = \frac{1}{2} C_D \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S$$

D	odpor křídla	[N]
C_D	koeficient odporu	[-]
ρ	hustota vzduchu	[kg·m ⁻³]
v	rychlost letu	[m·s ⁻¹]
S	plocha křídla	[m ²]

Pro profil MH-42 při Re=280 000, $C_L=1,1$, $C_D = 0,033$ a rychlosti $v=9,31\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$, ploše křídla $0,8\text{m}^2$ a hustotě vzduchu $\rho = 1,225\text{ kg}\cdot\text{m}^{-3}$.

$$D = \frac{1}{2} 0,033 \cdot 1,225 \cdot 9,31^2 \cdot 0,8$$

$$D = 1,40 \text{ [N]}$$

Pro profil MH-62 při Re=280 000, $C_L=1,1$, $C_D = 0,034$ a rychlosti $v=9,31\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$, ploše křídla $0,8\text{m}^2$ a hustotě vzduchu $\rho = 1,225\text{ kg}\cdot\text{m}^{-3}$.

$$D = \frac{1}{2} 0,034 \cdot 1,225 \cdot 9,31^2 \cdot 0,8$$

$$D = 1,44 \text{ [N]}$$

Vypočítaný odpor o hodnotě 1,40 N pro profil MH-42 a 1,44N pro profil MH-62 při minimální rychlosti v ustáleném přímočarém letu je roven potřebnému tahu pohonné jednotky pro udržení rychlosti a výšky.

4.4.2 Výpočty pro výpočtovou rychlost $v_{25}=25\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$

Výpočet Reynoldsova čísla Re pro rychlost $25\text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$

Pro výpočet Reynoldsova čísla při rychlosti $25\text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ je opět brána střední hloubka křídla c_s .

$$Re = \frac{v_{25} \cdot c_s}{\nu}$$

$$Re = \frac{25 \cdot 0,4}{1,33 \cdot 10^{-5}}$$

$$Re = 939850 \text{ [-]}$$

V_{25}	rychlost letu	$[\text{m}\cdot\text{s}^{-1}]$	
ν	kinematická viskozita vzduchu	$[\text{m}^2\cdot\text{s}^{-1}]$	[12]
c_s	střední hloubka křídla	$[\text{m}]$	

Výpočet koeficientu vztlaku C_L pro $Re=939\ 850$

Koeficient vztlaku C_L je vypočten ze vztahu pro vztlak.

$$L = \frac{1}{2} C_L \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \rightarrow C_L = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S \cdot v^2}$$

$$C_L = \frac{2 \cdot 4,850 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 0,8 \cdot 25^2}$$

$$C_L = 0,155 \text{ [-]}$$

Znamé hodnoty

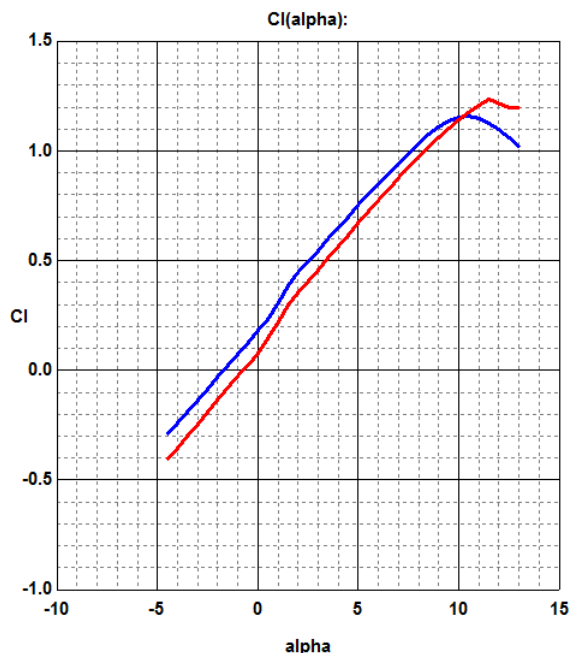
v	rychlost letu	25	$[\text{m}\cdot\text{s}^{-1}]$
ρ	hustota vzduchu	1,225	$[\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}]$
L	vztlak	$m \cdot g$	$[\text{N}]$
m	hmotnost	4,850	$[\text{kg}]$
S	plocha křídla	0,8	$[\text{m}^2]$
g	gravitační konstanta	9,81	$[\text{m}\cdot\text{s}^{-2}]$

Neznámá hodnota

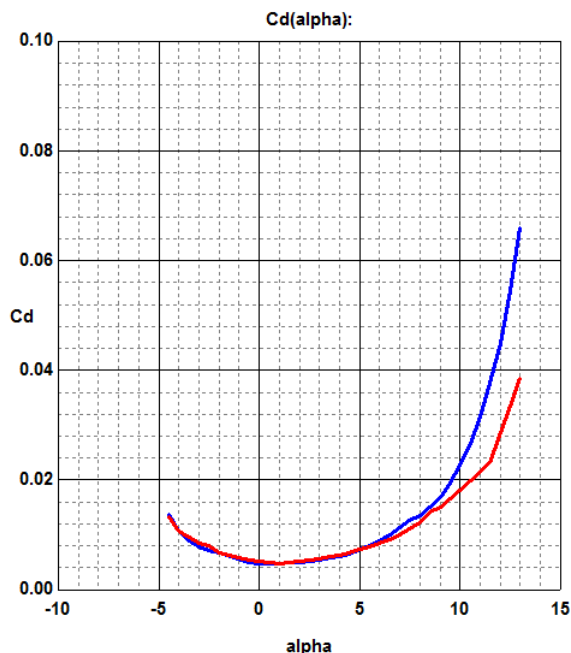
C_{LMAX}	Součinitel vztlaku	$[-]$
------------	--------------------	-------

Vypočítaný součinitel vztlaku pro rychlost $25\text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ je roven 0,155.

Závislost koeficientu vztlaku C_L a koeficientu odporu C_D na úhlu náběhu α pro profil MH-42 a MH-62 při $Re=939\ 850$, vykresleno programem Profili 2. [13]



Graf 4: Závislost C_L na úhlu náběhu α



Graf 5: Závislost C_D na úhlu náběhu α

— MH-42, $Re=939\ 850$
 — MH-62, $Re=939\ 850$

Pro hodnotu koeficientu vztlaku $C_L=0,155$ při $Re=939\ 850$ pro profil MH-42 odpovídá úhel náběhu $\alpha=-0,51^\circ$ a pro profil MH-62 $\alpha=0,55^\circ$. Z grafu závislosti koeficientu odporu C_D / α pro $Re=939\ 850$ a $C_L=0,155$ byla velikost koeficientu odporu C_D pro profil MH-42 při úhlu náběhu $\alpha=-0,51^\circ$ odečtena hodnota 0,0049. Pro profil MH-62, při $Re=939\ 850$ a $C_L=0,155$ při úhlu náběhu $\alpha=0,55^\circ$ byla odečtena hodnota koeficientu odporu $C_D=0,0045$.

Výpočet odporu křídla pro rychlost $25\text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ $Re=939\ 850$

Z hodnoty koeficientu odporu C_D stanoveného v bodu 4.4.2 byl pomocí vztahu vypočten odpor křídla.

$$D = \frac{1}{2} C_D \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S$$

D	odpor křídla	[N]
C_D	koeficient odporu	[-]
ρ	Hustota vzduchu	[$\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$]
v	rychlost letu	[$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$]
S	plocha křídla	[m^2]

Pro profil MH-42 při $Re=939\ 850$, $C_L=0,155$, $C_D = 0,0049$ a rychlosti $v=25\text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$, při ploše křídla $0,8\text{m}^2$ a hustotě vzduchu $\rho = 1,225\text{ kg}\cdot\text{m}^{-3}$.

$$D = \frac{1}{2} 0,0049 \cdot 1,225 \cdot 25^2 \cdot 0,8$$

$$D = 1,50\text{ [N]}$$

Pro profil MH-62 při $Re=939\ 850$, $C_L=0,155$, $C_D = 0,0045$ a rychlosti $v=25\text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$, při ploše křídla $0,8\text{m}^2$ a hustotě vzduchu $\rho = 1,225\text{ kg}\cdot\text{m}^{-3}$.

$$D = \frac{1}{2} 0,0045 \cdot 1,225 \cdot 25^2 \cdot 0,8$$

$$D = 1,38\text{ [N]}$$

Vypočítaný odpor o hodnotě 1,50 N pro profil MH-42 a 1,38 N pro profil MH-62, při minimální rychlosti v ustáleném přímočarém letu je roven potřebnému tahu pohonné jednotky pro udržení rychlosti a výšky.

Z důvodu nižšího odporu profilu MH-62 při rychlosti $25\text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ byl zvolen profil MH-62.

4.5 Návrh trupu pro uložení vybavení

Aby bylo možno uložit vybavení a dosáhnout správné polohy těžiště, byl navrhnut trup o celkové délce 1 000mm. Pro zachování aerodynamické čistoty byl trup zvolen jako vztlačové těleso s profilem Na-012B. Jedná se o souměrný profil s maximální tloušťkou 12 % ležící v 25 % hloubky.

4.5.1 Výpočet Re čísla trupu pro minimální rychlost a rychlost 25m/s

Pro výpočet Reynoldsova čísla pro obtékání trupu je zvolen stejný postup jako u bodu 4.4.1 a 4.4.2.

Výpočet Re pro minimální rychlost.

$$Re = \frac{v_{MIN} \cdot c_T}{\nu}$$

$$Re = \frac{9,31 \cdot 1}{1,33 \cdot 10^{-5}}$$

$$Re = 700000 \text{ [–]}$$

V_{MIN}	minimální rychlost	$[m \cdot s^{-1}]$	
ν	kinematická viskozita vzduchu	$[m^2 \cdot s^{-1}]$	[12]
c_T	délka trupu	$[m]$	

Re číslo pro minimální rychlost má hodnotu 700 000.

Výpočet Re pro rychlost 25 m·s⁻¹

$$Re = \frac{v_{25} \cdot c_T}{\nu}$$

$$Re = \frac{25 \cdot 1}{1,33 \cdot 10^{-5}}$$

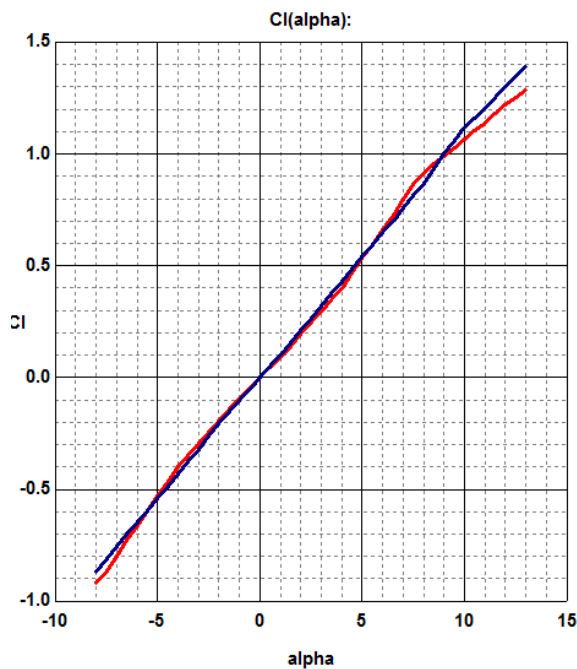
$$Re = 1923077 \text{ [–]}$$

V_{25}	minimální rychlost	$[m \cdot s^{-1}]$	
ν	kinematická viskozita vzduchu	$[m^2 \cdot s^{-1}]$	[12]
c_T	délka trupu	$[m]$	

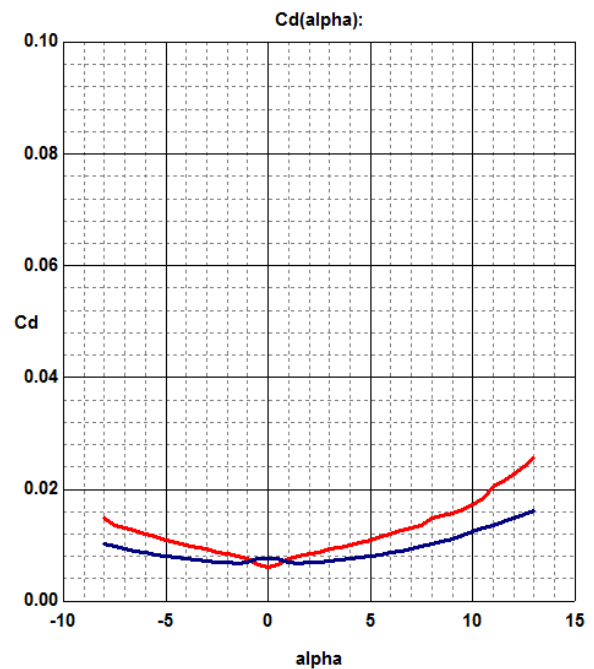
Re číslo pro minimální rychlost má hodnotu 1 923 077.

4.5.2 Výpočet vztlaku na trupu při minimální rychlosti a rychlosti 25 m·s⁻¹

Dle stanoveného Re pro minimální rychlost a rychlost 25m·s⁻¹ byl stanoven koeficient vztlaku dle úhlu náběhu odvozených v bodech 4.4.1 a 4.4.2 z grafu závislosti C_L na α v programu Profili 2 [13].



Graf 6: Závislost C_L na úhlu náběhu α



Graf 7: Závislost C_D na úhlu náběhu α

— NA012-B, $Re=700\ 000$ - odečtená hodnota pro $\alpha=10,5^\circ$
— NA012-B, $Re=1\ 923\ 000$ - odečtená hodnota pro $\alpha=0,55^\circ$

Z grafu byla odečtena hodnota C_L pro minimální rychlost $9,31\ \text{m}\cdot\text{s}^{-1}$ o hodnotě 1,1 a pro rychlost $25\ \text{m}\cdot\text{s}^{-1}$ je hodnota $C_L=0,05$.

Výpočet vztlaku na trupu

Pro výpočet vztlaku je potřeba vědět plochu trupu. Trup byl navrhnut o šířce 100 mm.

$$S=c_T \cdot l_T$$

$$S=0,1 \cdot 0,8$$

$$S=0,08\ [\text{m}^2]$$

S plocha trupu [m^2]

c_T šířka trupu [m]

l_T délka trupu [m]

Plocha trupu je $0,08\ \text{m}^2$.

Výpočet vztlaku na trupu je proveden podle vzorce:

$$L = \frac{1}{2} C_L \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S$$

v	rychlost letu	$[\text{m}\cdot\text{s}^{-1}]$
ρ	hustota vzduchu	$[\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}]$
L	vztlak	$[\text{N}]$
S	plocha křídla	$[\text{m}^2]$
C_L	součinitel vztlaku	$[-]$

Výpočet vztlaku pro minimální rychlost $v_{\text{MIN}}=9,31 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$

$$L = \frac{1}{2} C_L \cdot \rho \cdot v_{\text{MIN}}^2 \cdot S$$

$$L = \frac{1}{2} 1,1 \cdot 1,225 \cdot 9,31^2 \cdot 0,08$$

$$L = 4,67 \text{ [N]}$$

Vztlak vznikající na trupu při minimální rychlosti má hodnotu 4,67 N.

Výpočet vztlaku na trupu pro $v_{25}=25 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$

$$L = \frac{1}{2} C_L \cdot \rho \cdot v_{25}^2 \cdot S$$

$$L = \frac{1}{2} - 0,05 \cdot 1,225 \cdot 25^2 \cdot 0,08$$

$$L = 1,53 \text{ [N]}$$

Vztlak vznikající na trupu při výpočtové rychlosti $25 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ má hodnotu 1,53 N.

Výpočet odporu trupu

Z grafu byla odečtena hodnota koeficientu odporu C_D pro rychlost $9,31 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ a úhlu náběhu $\alpha=10,0^\circ$ o hodnotě 0,185, a pro rychlost $25 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ a úhlu náběhu $0,55^\circ$ byla odečtena hodnota koeficientu odporu $C_D=0,075$.

$$D_T = \frac{1}{2} C_D \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S$$

D_T	odpor trupu	[N]
C_D	koeficient odporu	[-]
ρ	hustota vzduchu	$[\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}]$
v	rychlost letu	$[\text{m}\cdot\text{s}^{-1}]$
S	plocha křídla	$[\text{m}^2]$

Výpočet odporu pro minimální rychlost v_{\min} :

$$D_T = \frac{1}{2} C_D \cdot \rho \cdot v_{\min}^2 \cdot S$$

$$D_T = \frac{1}{2} 0,0185 \cdot 1,225 \cdot 9,31^2 \cdot 0,08$$

$$D_T = 0,0786 \text{ [N]}$$

Z výpočtového vztahu pro odpor byla zjištěna velikost odporu pro minimální rychlost $9,31 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ a $\alpha=10,5^\circ$ v hodnotě 0,0786 N.

Výpočet odporu pro rychlost $v_{25}=25 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$:

$$D_T = \frac{1}{2} C_D \cdot \rho \cdot v_{25}^2 \cdot S$$

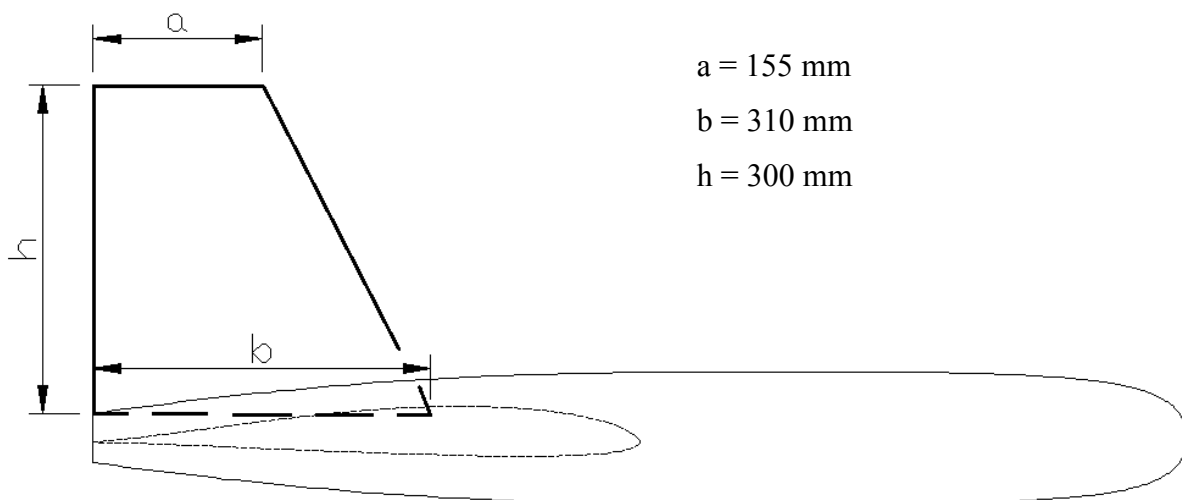
$$D_T = \frac{1}{2} 0,0075 \cdot 1,225 \cdot 25^2 \cdot 0,08$$

$$D_T = 0,230 \text{ [N]}$$

Z výpočtového vztahu pro odpor byla zjištěna velikost odporu pro rychlost $25 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ a $\alpha=0,55^\circ$ v hodnotě 0,0786 N.

4.6 Návrh směrového stabilizátoru

Jelikož se jedná o samokřídlo se záporným šípem, které není směrově auto-stabilní jako samokřídlo s kladným šípem, je potřeba, aby se za těžištěm nacházel směrový stabilizátor. Velikost směrového stabilizátoru byla zvolena pouze odhadem a na základě zkušeností. Jedná se o pevný stabilizátor bez říditelné klapky. Plocha stabilizátoru je $6,5 \text{ dm}^2$. Jako profil směrového stabilizátoru byl zvolen souměrný profil řady NACA o tloušťce 10% a to NACA0010.



Obr.4: Náčrt rozměrů stabilizátoru a jeho umístění na trupu.

Výpočet Reynoldsova čísla Re pro rychlost $9,39 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$

Reynoldsovo číslo pro střední hloubku stabilizátoru vypočítáme ze vztahu [11]

$$Re = \frac{v_{MIN} \cdot c_s}{\nu}$$

$$Re = \frac{9,31 \cdot 0,2325}{1,33 \cdot 10^{-5}}$$

$$Re = 16275 \text{ [-]}$$

v_{MIN}	minimální rychlost	$[\text{m}\cdot\text{s}^{-1}]$	
ν	kinematická viskozita vzduchu	$[\text{m}^2\cdot\text{s}^{-1}]$	[12]
c_s	střední hloubka stabilizátoru	$[\text{mm}]$	

Výpočet Reynoldsova čísla Re pro rychlost $25 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$

Reynoldsovo číslo pro střední hloubku stabilizátoru vypočítáme ze vztahu [11]

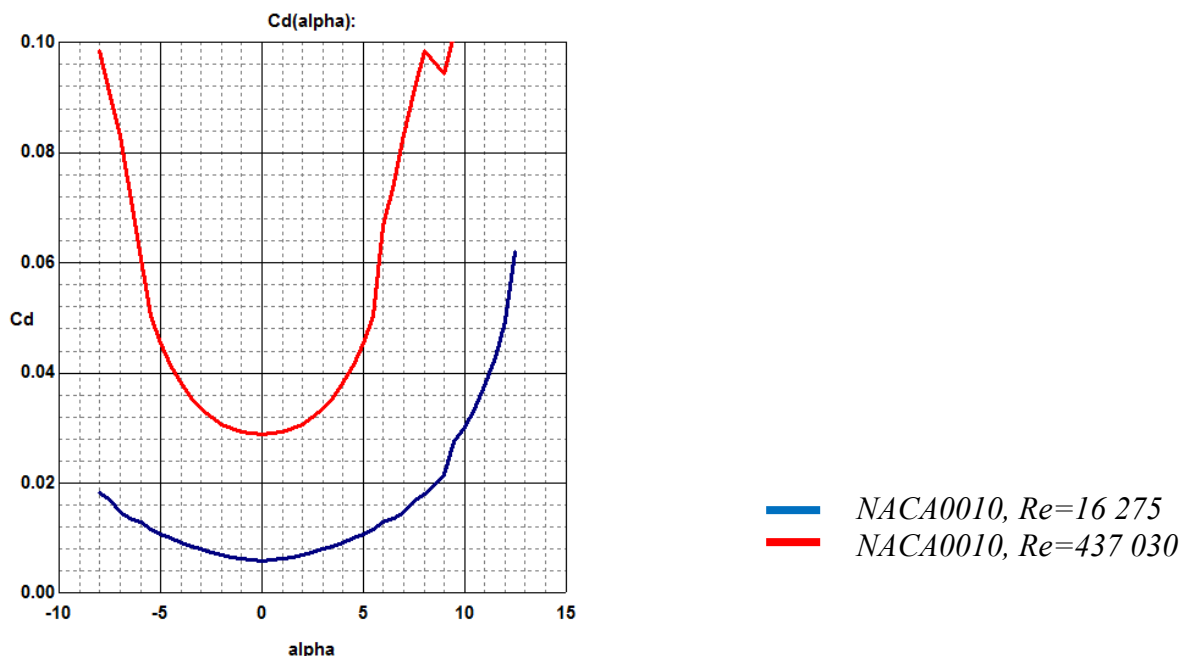
$$Re = \frac{v_{25} \cdot c_s}{\nu}$$

$$Re = \frac{25 \cdot 0,2325}{1,33 \cdot 10^{-5}}$$

$$Re = 437030 \text{ [-]}$$

V_{25}	výpočtová rychlost $25 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$	$[\text{m}\cdot\text{s}^{-1}]$	
ν	kinematická viskozita vzduchu	$[\text{m}^2\cdot\text{s}^{-1}]$	[12]
c_s	střední hloubka stabilizátoru	$[\text{mm}]$	

Na grafu 8 je zobrazena závislost koeficientu odporu C_d v závislosti na úhlu náběhu α pro profil NACA0010 při $Re=16\,275$ a $Re=437\,030$. Pro výpočet odporu je brán úhel náběhu $\alpha=0^\circ$.



Graf 8: Závislost součinitele odporu C_D na úhlu náběhu α .

Pro úhel náběhu $\alpha=0^\circ$ je součinitel odporu C_D roven hodnotě 0,06 při $Re=16\,275$, která odpovídá minimální rychlosti $9,31 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$. Pro rychlost $25 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$, které odpovídá $Re=437\,030$, je součinitel odporu C_D roven hodnotě 0,028.

Výpočet odporu stabilizátoru

Z hodnoty koeficientu odporu C_D stanoveného v bodu 6.6.2 byl pomocí vztahu vypočten odpor směrového stabilizátoru.

$$D_s = \frac{1}{2} C_D \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S$$

D_s	odpor stabilizátoru	[N]
C_D	koeficient odporu	[-]
ρ	hustota vzduchu	[kg·m ⁻³]
v	rychlost letu	[m·s ⁻¹]
S	plocha stabilizátoru	[m ²]

Pro profil NACA0010 při $Re=16270$, $C_D = 0,06$ a rychlosti $v=9,31 \text{ m·s}^{-1}$, ploše stabilizátoru $0,065 \text{ m}^2$ a hustotě vzduchu $\rho = 1,225 \text{ kg·m}^{-3}$:

$$D_s = \frac{1}{2} 0,06 \cdot 1,225 \cdot 9,31^2 \cdot 0,065$$

$$D_s = 0,21 \text{ [N]}$$

Pro profil NACA0010 při $Re=437\,030$, $C_D = 0,028$ a rychlosti $v=25 \text{ m·s}^{-1}$, ploše stabilizátoru $0,065 \text{ m}^2$ a hustotě vzduchu $\rho = 1,225 \text{ kg·m}^{-3}$:

$$D_s = \frac{1}{2} 0,028 \cdot 1,225 \cdot 25^2 \cdot 0,065$$

$$D_s = 0,70 \text{ [N]}$$

4.7 Celkový odpor letounu

Celkový odpor letounu je prostým součtem odporu jednotlivých částí.

Odpor letounu při minimální rychlosti $v_{MIN}=9,31 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$

$$D_{C\text{MIN}} = D_K + D_T + D_S$$

$$D_{C\text{MIN}} = 1,44 + 0,0786 + 0,21$$

$$D_{C\text{MIN}} = 1,7286 \text{ N}$$

$D_{C\text{MIN}}$	celkový odpor pro v_{\min}	[N]
D_K	odpor křídla	[N]
D_T	odpor trupu	[N]
D_S	odpor stabilizátoru	[N]

Odpor letounu při výpočtové rychlosti $v_{25}=25\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$

$$D_{C25} = D_K + D_T + D_S$$

$$D_{C25} = 1,38 + 0,230 + 0,70$$

$$D_{C\text{MIN}} = 2,31 \text{ N}$$

D_{C25}	celkový odpor pro v_{25}	[N]
D_K	odpor křídla	[N]
D_T	odpor trupu	[N]
D_S	odpor stabilizátoru	[N]

Celkový vypočítaný odpor letounu pro minimální rychlost v_{MIN} a výpočtovou rychlost v_{25} je pouze součtem ideálních komponent. V tomto výpočtu není zahrnut indukovaný odpor konců křídel, směrového stabilizátoru a trupu, a taktéž zde není zahrnut odpor vznikající na přechodech trup-křídlo a trup-směrový stabilizátor. Pro zjištění celkového odporu by se letoun musel změřit v aerodynamickém tunelu.

5 Volba konstrukce

Při volbě konstrukce byl kladen důraz na rychlost a opakovatelnost výroby, jednoduchost opravy a co nejnižší pořizovací cenu draku. Pro volbu konstrukce byly rozhodující zejména náklady na stavbu, rychlost stavby, odolnost konstrukce, rychlost případných oprav a hlavně funkčnost celého celku. Vybíráno bylo ze základních typů konstrukcí a to „klasické“ konstrukční ze žeber a podélníků, kompozitní ze skelného laminátu a konstrukce z expandovaného polystyrenu s nosným potahem.

Klasická konstrukce

Klasickou konstrukcí složenou ze žeber a podélníků s nebo bez nosného potahu lze při vhodném návrhu a vhodném výběru materiálu vytvořit lehkou, ale přitom dostatečně pevnou konstrukci křídla. Nevýhodou je vysoká pracnost provedení, vyšší cena za materiál a v neposlední řadě menší odolnost při haváriích, na kterou navazuje poměrně pracná případná oprava.

Kompozitní konstrukce

Kompozitní konstrukce, nejčastěji laminátová ze skelného, uhlíkového, kevlarového, případně aramidového tkaného plátna, je při vhodném technologickém postupu velmi lehká a pevná. Kompozitní konstrukce se dají rozdělit na laminované na pozitivní a negativní kopyto. Při laminování na pozitivní kopyto, zůstává forma v konstrukci a tvoří zároveň nosný prvek. Nevýhodou je potřebné vybavení pro vakuování a následné temperování konstrukce. U laminování do negativní formy je potřeba drahých kvalitních forem, následný polotovár je dutý a velmi lehký. Nevýhodou kompozitních konstrukcí je vysoká pracnost, vyšší pořizovací cena přípravků i materiálu. Výhody jako malá hmotnost a vysoká pevnost jsou vyváženy poměrně vysokou křehkostí konstrukce, projevující se při případné havárii, kdy je následná oprava velmi složitá, v mnohých případech až nemožná.

Konstrukce z expandovaného polystyrenu a nosného potahu

Konstrukce, kde tvoří jádro expandovaný polystyren a pevnost celé konstrukci dodává nosný potah, případně pomocné vnitřní výztuhy, je v poslední době v modelářské praxi velmi rozšířená a oblíbená zejména z důvodu nízkých nároků stavby jak na stavitele, tak i na vybavení a nízké finanční náročnosti. Nevýhodou konstrukce je vyšší hmotnost než u předešlých dvou konstrukcí, ale tento neduh je plně vyvážen rychlostí a jednoduchostí stavby, odolností a v případě havárie rychlou a jednoduchou opravitelností.

5.1 Rozhodnutí o výběru konstrukce

Z předešlého výčtu kladných a záporných vlastností jednotlivých konstrukcí byla pro stavbu bezpilotního prostředku zvolena konstrukce z expandovaného polystyrenu a nosného potahu s využitím vnitřních výztuh zejména pro zavedení sil od spojovacích elementů do konstrukce.

6 Popis zvolené konstrukce

6.1 Výroba křídla

Výroba jádra křídla

Pro výrobu jádra byl zvolen fasádní polystyrén EPS s barevným značením černým a zeleným pruhem. Jedná se o expandovaný polystyren s měrnou hustotou 60g/dm^3 . Výroba polotovaru křídla byla provedena na CNC stroji pomocí řezání horkým drátem. Z důvodu rozměrů CNC stroje a polotovaru je každá polovina křídla složena ze dvou kusů.

Volba nosného potahu

Pro zabezpečení dostatečné ohybové a krutové pevnosti byl jako potah křídla zvolen papír s měrnou gramáží 130g/m^2 . Tento papírový potah byl na jádro přilepen pomocí disperzního lepidla.

Vnitřní výztuhy pro zavedení sil do konstrukce

Jelikož pro přepravu i případné opravy by byla konstrukce letounu z jednoho kusu krajně nevyhovující, byla zvolena varianta děleného křídla v místě trupu a jako nosný spojovací prvek byla zvolena trubka ze slitiny hliníku o průměru 12/10 mm (s tloušťkou stěny 1 mm). Jako vodící pouzdro pro tuto spojku byla použita vinutá papírová trubička o světlosti 12 mm, která vlastní pevností nepřispívá ke zpevnění konstrukce, ale pouze obstarává zavedení do výztuhy ze smrkového podélníku o rozměrech 30x5 mm umístěného v 1/3 hloubky křídla po celém rozpětí. Tento nosný prvek je umístěn na výšku pro vhodnější pevnostní vlastnosti vycházející z průřezového modulu pro ohyb.

$$W_o = \frac{b \cdot h^2}{6}$$

W_o	průřez modulu pro ohyb	$[\text{mm}^2]$
b	šířka nosníku	$[\text{mm}]$
h	výška nosníku	$[\text{mm}]$

Ze vztahu lze vysledovat, že velikost průřezového modulu pro ohyb je závislý zejména na výšce h , která je umocněna na druhou.

Postup výroby křídla

Postup výroby byl započat vyřezáním jádra pomocí horkého drátu na CNC stroji. Následně byla do připravené drážky zavedena výztuha v podobě smrkového nosníku a zalepena polyuretanovým lepidlem, které v průběhu vytvrzování nabývá na objemu a tudíž vyplní případné nepřesnosti a pronikne do struktury jádra. Dalším krokem bylo zavedení pouzdra pro spojovací trubku do předvrtaného otvoru v jádru. Reakční síla na konci pouzdra je zachycena pomocí zavazbení k podélníku křídla, na začátku pouzdra je síla rozvedena do plochy čela křídla pomocí balsového žebra. Vše bylo opět zafixováno pomocí polyuretanového lepidla.

Po umístění vnitřních výztuh a pouzdra pro spojku křídla následovalo nalepení balsové lišty o rozměru 5x3 mm na odtokové hraně, která tuto hranu zpevňuje zejména kvůli zvlnění od sil v potahu při sesychání a zároveň vytváří konstrukční celek pro umístění závesů ovládacích ploch. Na koncové čelo křídla bylo přilepeno opět balsové žebro.

Takto připravený celek křídla byl natřen směsí disperzního lepidla, tapetovacího lepidla a vody v poměru 2:2:1 v místě výztuh a náběžné hrany. Na tato místa byly umístěny 50 mm široké pruhy papíru o gramáži 130g/m². Po zavadnutí byl celek křídla celý natřen stejnou směsí lepidla a natřen byl i papírový potah, který byl jednodílný, ohýbán přes náběžnou hranu. Po kontrole, zda se nachází lepidlo na všech místech konstrukce, byl potah umístěn na jádro, uhlazeny případné nerovnosti a celý polotovar křídla byl umístěn do prostoru místnosti, aby docházelo k souměrnému vysychání konstrukce a předešlo se tak zkroucení křídla z důvodu nerovnoměrných sil vyvozených od sesychajícího potahu.

Po řádném proschnutí konstrukce, minimálně 72 hodin, byl přebytečný papír ořezán a zabroušen na hranách. Následně byla na křídlo aplikovaná vodou ředitelná barva, která je sice těžší a déle schnoucí než syntetické barvy, ale nehrozí zde možnost naleptání jádra syntetickými rozpouštědly obsaženými v těchto barvách.

6.2 Výroba směrového stabilizátoru

Směrový stabilizátor je vyroben stejným způsobem jako křídlo, pouze je zde absence vnitřních výztuh, pevnost zajišťuje pouze nosný potah stabilizátoru.

6.3 Výroba trupu

Trup je zhotoven z expandovaného polystyrenu s obchodním názvem XPS o hustotě 90g/dm^3 a z důvodu snížení odporu je navrhnut jako vztlakové těleso s profilem Na-012B. Toto provedení sice znamená vyšší pracnost než výroba rovného trupu, ale výhodou je nižší odpor trupu a vztlak vznikající na trupu zejména při vysokých úhlech náběhu.

Trup je vyřezán na CNC stroji pomocí horkého drátu a následně polepen papírem o shodné gramáži i stejným postupem, jakým byla zhotovena křídla. V místě zavedení spojovacího členu je trup vyztužen překližkovým žebrem o tloušťce 3 mm, pomocí kterého jsou rozvedeny reakční síly od spojovací kulatiny do trupu.

7 Palubní vybavení pro pohon a řízení letounu

Z požadavků na plánované využití a zejména na jednoduchou a velmi rychlou přípravu ke startu a jednoduchou obsluhu byla volba pohonu jednoznačná, a to ve prospěch elektropohonu.

7.1 Elektromotor

Rychlý vývoj elektropohonu dal vzniknout mnoha rozličným konstrukcím elektromotorů, nejrozšířenější a pro naše využití nejlépe vyhovující je asynchronní elektromotor s rotačním pláštěm vybavený permanentními neodymovými magnety s elektronickou komutací.

Stanovení výkonu elektromotoru pro vodorovný let

Pro stanovení výkonu elektromotoru, potřebného pro vodorovný let, bylo využito dřívějších poznatků o potřebném výkonu na jednotku hmotnosti. Pro vodorovný let byl vysledován poměr 40g hmotnosti na 1W příkonu.

$$W_v = \frac{MTOM}{k_v}$$

$$W_v = \frac{5000}{40}$$

$$W_v = 125 \text{ [W]}$$

W_v	potřebný příkon pro udržení vodorovného letu	[W]
MTOM	maximální vzletová hmotnost	[g]
k_v	koeficient poměru zatížení na 1 W příkonu	[g/W]

Podle vypočítaného vztahu byl potřebný výkon pro udržení vodorovného letu odhadován na 125 W příkonu. Na tento odhadovaný minimální výkon se nelze v praxi s jistotou spolehnout, jelikož se jedná o vypočítaný údaj, který je pro každý model mírně odlišný, záleží na plošném zatížení, účinnosti pohonné jednotky, ale nejvíce na aerodynamické čistotě letounu. Ovšem pro přibližné stanovení potřebného příkonu pohonné jednotky, chápané jako sestavu akumulátoru a elektromotoru, je tento údaj dostačující.

Stanovení výkonu pro stoupání

Pro stoupání je potřeba samozřejmě mnohem vyššího výkonu pohonné jednotky. Ke stanovení potřebného výkonu bylo opět využito předešlých zkušeností a potřebný poměrový koeficient pro stoupání byl zvolen 10 g/W.

$$W_s = \frac{MTOM}{k_s}$$

$$W_s = \frac{4850}{10}$$

$$W_s = 485 \text{ [W]}$$

W_p	potřebný příkon pro udržení vodorovného letu	[W]
MTOM	maximální vzletová hmotnost	[g]
k_V	koeficient poměru zatížení na 1 W příkonu	[g/W]

Pomocí poměru výkonu motoru k hmotnosti letadla byl vypočten minimální potřebný příkon pro stoupání letounu 485 W.

Podle navrhovaných parametrů byl vybrán motor s označením Turnigy Aerodrive SK3 - 3542-800kv.

doporučený počet článků	4~5 článků
otáčky na volt	800 ot min ⁻¹
maximální trvalý příkon	625 W
rozměry	Ø35 – 42 mm
hmotnost	142 g

Tab. 2: Technické parametry elektromotoru SK3-3542-800kV.

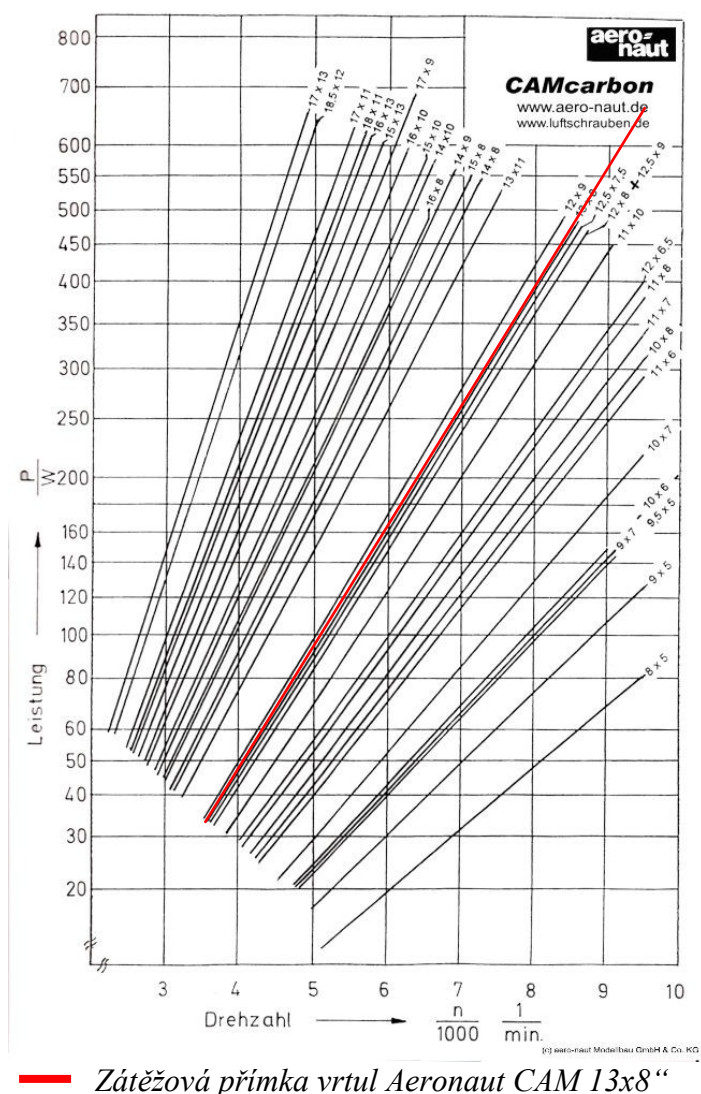
K motoru byla zvolena dle níže uvedeného diagramu vrtule Aeronaut o rozměru 13×8“. Pro odečtení rozměru vrtule u horní meze zatížitelnosti motoru byly spočítány provozní otáčky.

$$n_p = U_A \cdot n_{75} \cdot k_{V1}$$

$$n_p = 14,8 \cdot 0,75 \cdot 800$$

$$n_p = 8880 \text{ [ot} \cdot \text{min}^{-1}]$$

n_p	pracovní otáčky elektropohonu	[ot min ⁻¹ ·V]
U_A	napětí akumulátorové sady	[V]
k_{V1}	otáčky elektromotoru za 1 minutu na 1V	[ot min ⁻¹ ·V]
n_{75}	koeficient poklesu otáček při zatížení (75%)	[-]



Graf 9: Zátěžové charakteristiky vrtulí Aeronaut CAM.

K elektromotoru byl zvolen vhodný regulátor výkonu, dle parametrů motoru byl vybrán regulátor s maximální povoleným trvalým proudem 50A.

7.2 Akumulátor

Z mnoha typů akumulátorů byly pro nejlepší poměr využitelné kapacity a hmotnosti zvoleny lithium-polymerové akumulátory.

Výpočet potřebné kapacity akumulátoru

Kapacita akumulátoru byla stanovena pomocí časů a předpokládaných potřebných výkonů pro jednotlivé fáze letu a nutnou rezervu pro případné nové stoupání, krizovou situaci, nepříznivé počasí, nebo například opakování přistávacího manévru.

Stoupání

Délka stoupání je závislá na skutečném zatížení letounu a na potřebné dosažené výšce. Pro výpočet byla uvažována délka stoupání 300 vteřin.

$$C_S = t_S \cdot W_S$$

$$C_S = 300 \cdot \frac{1}{3600} \cdot 485$$

$$C_S = 40,4 \text{ [Wh]}$$

C_S	potřebná kapacita akumulátoru pro stoupání	[Wh]
t_S	doba stoupání ve vteřinách	[s]
W_S	příkon pro stoupání	[W]

Potřebná kapacita akumulátoru pro stoupání je 40,4 Wh využitelné energie.

Vodorovný let

Jelikož výdrž letounu ve vzduchu byla navrhována na 30 minut, je potřeba udržovat vodorovný let po dobu 25 minut, což je 1 500 s.

$$C_V = t_V \cdot W_S$$

$$C_S = 1500 \cdot \frac{1}{3600} \cdot 125$$

$$C_S = 52,1 \text{ [Wh]}$$

C_S	potřebná kapacita akumulátoru pro stoupání	[Wh]
t_S	doba stoupání ve vteřinách	[s]
W_S	příkon pro stoupání	[W]

Rezerva pro nepředvídatelné situace

Rezerva pro nepředvídatelné situace byla zvolena 10% z celkové kapacity.

Celková potřebná kapacita akumulátoru

Celková kapacita je součtem potřebné kapacity pro stoupání a vodorovný let, navýšená o 10%.

$$C_C = (C_S + C_V) + 10\%$$

$$C_C = (40,4 + 52,1) \cdot 1,1$$

$$C_S = 101,8 \text{ [Wh]}$$

C_C	celková potřebná kapacita akumulátoru pro 30min	[Wh]
C_S	kapacita pro stoupání 300 s	[Wh]
C_V	kapacita pro horizontální let 1 500 s	[Wh]

Celková potřebná odhadovaná kapacita akumulátoru je 101,8 [Wh].

Návrh pohonného akumulátoru

Kapacita akumulátoru musí být rovna nebo vyšší než odhadovaná potřebná kapacita. Články akumulátoru byly vybrány o kapacitě 5 Ah, ve složení 4S2P. Označení 4S2P udává řazení článku ve smyslu 4 sériově a 2 paralelně.

Napětí akumulátoru ve složení 4S2P tudíž je:

$$U_A = 4 \cdot U_{1S}$$

$$U_A = 4 \cdot 3,7$$

$$U_A = 14,8 \text{ [V]}$$

U_A	napětí akumulátorové sady	[V]
U_{1S}	provozní napětí jednoho Li-Pol článku	[V]

Kapacita akumulátoru ve složení 4S2P:

$$C_A = 2 \cdot C_{1P}$$

$$C_A = 2 \cdot 5$$

$$C_A = 10 \text{ [Ah]}$$

C_A	kapacita akumulátorové sady	[Ah]
C_{1P}	kapacita jednoho Li-Pol článku	[Ah]

Pro porovnání zda navrhovaný akumulátor dostačuje je potřeba znát kapacitu ve Wh.

$$C_{AWh} = U_A \cdot C_A$$

$$C_{AWh} = 14,8 \cdot 10$$

$$C_{AWh} = 148 \text{ [Wh]}$$

U_A	napětí akumulátorové sady	[V]
C_A	kapacita akumulátorové sady	[Ah]
C_{AWh}	kapacita akumulátorové sady ve Wh	[Wh]

Z výpočtů jasně vyplývá, že navrhovaný akumulátor svými parametry dostačuje odhadované potřebné kapacity pro výdrž 30 minut včetně stoupání a rezervy.

Jako konkrétní typ akumulátoru byla zvolena dvojice sad Li-Pol 4S 5Ah [15]

napětí	14,8 V
kapacita	5 000 mAh
maximální proud	20 C
rozměry	143x51x33 mm
hmotnost	469 g

Tab. 3: Technické parametry akumulátoru 4S 5000mAh.

7.3 Servomechanizmy řízení

Pro polohování řídicích ploch byla potřeba výběru vhodného servomechanizmu. Servomechanismus, dále jen servo, musí vyhovovat svými rozměry pro zástavbu a svým dostatečným krouticím momentem.

U prototypu byly zvoleny 4 kusy serva Hitec HS-422, která rozměrově vyhovují pro zástavbu a svým krouticím momentem dle zkušeností vyhovují pro aplikaci na popisovaném letounu.

Technické parametry serva HS-422: [14]

krouticí moment (4,8/6V)	3,3 kg·cm ⁻¹ / 4,1 kg·cm ⁻¹
rychlost (4,8 / 6V)	0,21 sec/60° / 0,16 sec/60°
rozměry	41x20x37 mm
hmotnost	45 g

Tab. 4: Technické parametry serva HS-422.

8. Statické a letové údaje

Letoun byl testován při hmotnosti 4 850 g což se rovná maximální předpokládané vzletové hmotnosti. Na tuto hmotnost byl dovážen pomocí olovených desek. Letový projev je velmi klidný a příjemný, letoun nemá snahu padat do vývrtky, nebo se chovat jinak nepředvídatelně.

Těžiště letounu bylo stanoveno pomocí grafické metody, která je prezentována v příloze H. Tato poloha nebyla po záletu měněna a jeví se jako optimální.

Měření bylo provedeno pomocí měřicí sondy EaglyTree, měřené veličiny byly proud, napětí, barometrická výška a data z GPS (rychlost, výška), ostatní uváděné údaje byly z těchto hodnot dopočítány, jako je například příkon pohonné jednotky, stoupání, opadání, klouzavost.

Základní statické data:

Hmotnost křídel	[g]	359
Hmotnost trupu a stabilizátoru	[g]	490
Celková hmotnost - prázdná	[g]	1208
Celková hmotnost - provozní	[g]	2438
Užitečné zatížení (pro MTOW = 4850g)	[g]	2412

Základní naměřená data:

Minimální rychlost v horizontálním letu	[m·s ⁻¹]	10,7
Cestovní rychlost v horizontálním letu	[m·s ⁻¹]	18,8
Maximální rychlost v horizontálním letu	[m·s ⁻¹]	31,4
Stoupavost při zemi (při 11,8m·s ⁻¹)	[m·s ⁻¹]	6,5
Minimální opadání	[m·s ⁻¹]	1,6
Maximální příkon pohonné jednotky	[W]	470
Příkon pohonné jednotky pro hor. let	[W]	92
Klouzavost	[-]	7,1
Letová výdrž	[min]	36

Naměřená data byla zpracována z grafů, které jsou uvedeny v příloze D až H.

Měření probíhalo při teplotě 14°C, s téměř nulovým prouděním větru, minimální termické aktivitě, a v nadmořské výšce 345 m n.m.

9. Závěr

Vhodným výběrem koncepce a stanovením rozměrů byl sestrojen model samokřídla se záporným šípem, který odpovídá svými výsledky požadavkům stanovených konstruktérem a zadáním. Letoun se tudíž dá využít k zamýšlenému účelu jako bezpilotní prostředek, vlastnosti během letu a dosahované výkony jsou dostačující a otevírají možnost doplnění letounu o autonomní řízení.

Hmotnost draku letadla je mírně vyšší, než byl původní odhad a činí 1208 g, oproti předpokládaným 1 000 g. Naměřená minimální rychlost činí $10,7 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$, tato hodnota je mírně vyšší než vypočítaná, ale tato odchylka může být způsobena i principem měření ve volném terénu, kde i přes veškerou snahu o ideální podmínky stále panují jisté turbulence, které by při měření v aerodynamickém tunelu nebyly, proto je předpokládáno že v ideálních laboratorních podmínkách by se dalo k této vypočítané hodnotě přiblížit.

Z letových testů byla prokázána možnost odstartovat model pomocí hodu a není tudíž nutno pro start používat katapultu nebo startovací rampy. Zároveň díky počáteční stoupavosti kolem $6 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ na nízké rychlosti není problém nastoupat minimální potřebnou výšku na velmi krátké vzdálenosti. Nepříjemná vlastnost samokřídla se záporným šípem, a to směrová nestabilita při vysokých součinitelích C_L , nebyla při testech pozorována, při startu docházelo pouze k velmi mírnému zákmitu ve svislé ose, ale tento jev mohl být způsoben stržením modelu pomocníkem při odhodu.

Obratnost a manévrovatelnost letounu je na uspokojivé úrovni, taktéž pádové vlastnosti jsou velmi příjemné a při pokusu o překročení maximálního úhlu náběhu dochází pouze k prosedání modelu, ten je ale stále příčně říditelný bez snahy o pád do vývrtky.

Celkově je model autorem hodnocen jako velmi podařený a s letovými vlastnostmi je autor spokojen. Nadále je však potřeba zvyšovat bezpečnost a možnosti provozu, zejména v režimu bezpilotního prostředku. Návrhy na vylepšení jsou zejména zabudování záchranného padákového systému v podobě kulového vrchlíku, jež by minimalizovalo destrukci prostředku při případné ztrátě řízení, a zároveň by se otevřela možnost přistání na velmi omezeném prostoru. Druhou a zamýšlenou úpravou výše popisovaného bezpilotního prostředku je doplnění řídicí plošky na svislý stabilizátor a zároveň propojení s gyroskopem. Tato úprava by vedla k eliminaci kmitů při startu modelu a zároveň by byla možnost přesnější pilotáže zároveň se zvýšením obratnosti letounu.

10. Použité zdroje a literatura

- [1] Akademie letectví. In: LNĚNIČKA, Jaroslav. *O bezocasých strojích neboli samokřídlech* [online]. 2008 [cit. 2013-03-12]. Dostupné z: <http://www.airspace.cz/akademie/rocnik/2009/01/samokridla.php>
- [2] John William Dunne. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001- [cit. 2013-03-02]. Dostupné z: http://en.wikipedia.org/wiki/John_William_Dunne
- [3] SLAVĚTINSKÝ, Dušan. O letadlech - Dušan Slavětínský starší: vzájemná poloha křídla a vodorovné ocasní plochy. *O letadlech - Dušan Slavětínský starší* [online]. 25.4.2010 [cit. 2012-11-12]. Dostupné z: http://www.slavetind.cz/stavba/koncepce/Koncepce1_0.aspx
- [4] Marske Flight Kits. In: *Marske Flight Kits* [online]. 2003 [cit. 2013-01-12]. Dostupné z: <http://www.continuo.com/marske/WORKSHOP/July%2017-18,%202004%20Flying%20Wing/July%2017-18,%202004%20Tail-less%20design.html>
- [5] Marske XM-1. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001- [cit. 2013-01-22]. Dostupné z: http://en.wikipedia.org/wiki/Marske_XM-1
- [6] Marske Flying Wings Home Page. In: *Marske Flight Kits* [online]. 2001 [cit. 2013-03-13]. Dostupné z: <http://www.continuo.com/marske/pioneer.htm>
- [7] SLAVĚTINSKÝ, Dušan. O letadlech - Dušan Slavětínský starší. *Vliv geometrie křídla na příčnou stabilitu letounu* [online]. 2010 [cit. 2012-12-08]. Dostupné z: http://www.slavetind.cz/stavba/Mechanika/Vliv_geom_kr_na_pric_stab.aspx
- [8] SLAVĚTINSKÝ, Dušan. O letadlech - Dušan Slavětínský starší. In: *Obecná geometrie křídla* [online]. 2010 [cit. 2013-04-15]. Dostupné z: <http://www.slavetind.cz/stavba/konstrukce/kridlo/Kridlo-obecnageometrie.aspx>
- [9] Airfoil Tools. *MH 62 9.3% (mh62-il)* [online]. 2013 [cit. 2013-04-04]. Dostupné z: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=mh62-il>

- [10] SLANÝ, Karel. Aerodynamika. In: *Aerodynamika* [online]. 2009 [cit. 2013-05-09]. Dostupné z: <http://lu.fme.vutbr.cz/ucebnice/opory/aerodynamics.php#4.2>
- [11] Aerodynamika. In: *Aerodynamika a její aplikace* [online]. 1999 [cit. 2013-05-12]. Dostupné z: http://kolasinovydeti.euweb.cz/dwl/sem_lukas_g.pdf
- [12] Vzduch. In: *Fyzikální a chemické vlastnosti vzduchu* [online]. 2002 [cit. 2013-04-11]. Dostupné z: <http://www.converter.cz/tabulky/vzduch.htm>
- [13] *Profili 2.0 - wing airfoils managing, drawing and analysis software* [online]. 1997-2013 [cit. 2013-04-30]. Dostupné z: <http://www.profil2.com/>
- [14] HiTec HS-422 [PE-1HI3075]. In: *VA-models* [online]. 2013 [cit. 2013-01-29]. Dostupné z: <http://www.va-models.com/eshop1/hitechs422-p-628.html>
- [15] ZIPPY Flightmax 5000mAh 4S1P 20C. In: *HobbyKing.com* [online]. 2013 [cit. 2013-02-11]. Dostupné z: http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/__8580__ZIPPY_Flightmax_5000mAh_4S1P_20C.html
- [16] Turnigy Aerodrive SK3 - 3542-800kv Brushless Outrunner Motor. In: *HobbyKing.com* [online]. 2013 [cit. 2013-02-11]. Dostupné z: http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/uh_viewItem.asp?idProduct=18164
- [17] Geodis. In: *GEODIS – prostor v souvislostech* [online]. 2012 [cit. 2013-04-28]. Dostupné z: <http://www.geodis.cz/translate/cs/home>
- [18] Unmanned aerial vehicle. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001- [cit. 2013-02-02]. Dostupné z: http://en.wikipedia.org/wiki/Unmanned_aerial_vehicle
- [19] SLAVĚTINSKÝ, Dušan. O letadlech - Dušan Slavětinský starší. In: *Šípové křídlo vlastnosti* [online]. 2010 [cit. 2013-05-8]. Dostupné z: <http://www.slavetind.cz/stavba/konstrukce/kridlo/SipoveKridlo-vlastnosti.aspx#posunac>

Seznam příloh

- A - Fotografie modelu
- B- Zátěžová charakteristika vrtulí Aeronaut CAM, zvětšenina grafu 9
- C- Graf letových vlastností: minimální rychlost
- D- Graf letových vlastností: stoupavost
- E- Graf letových vlastností: opadání a klouzavost
- F- Graf letových vlastností: udržení výšky
- G- Grafický výpočet těžiště
- H- Náčrt modelu, formát A2, kapsa na vnitřní straně desek.
- I- Video ukázka letu modelu a videozáznamu z modelu, DVD nosič, kapsa na vnitřní straně desek.

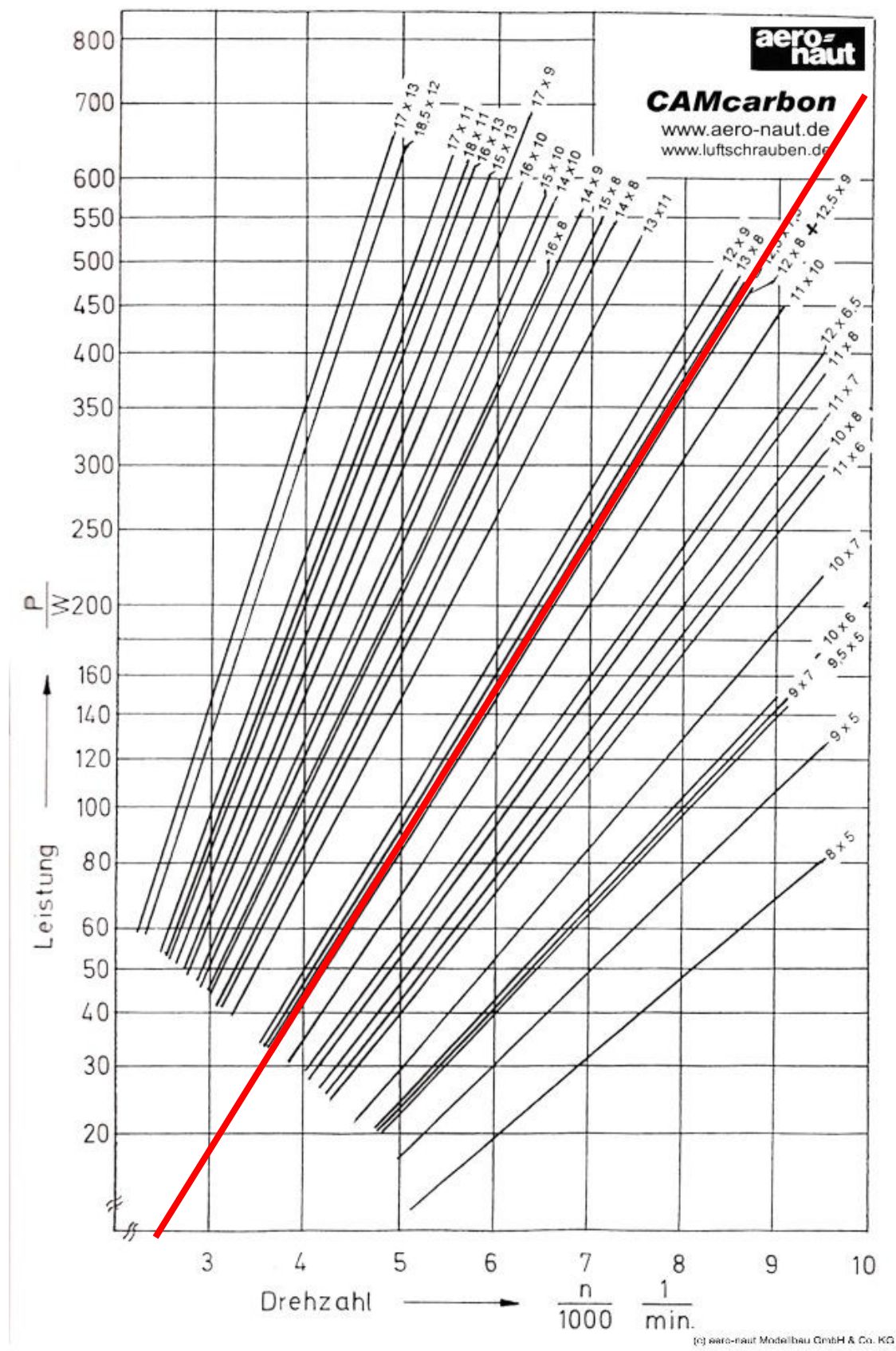
Příloha A

- Fotografie modelu



Příloha B

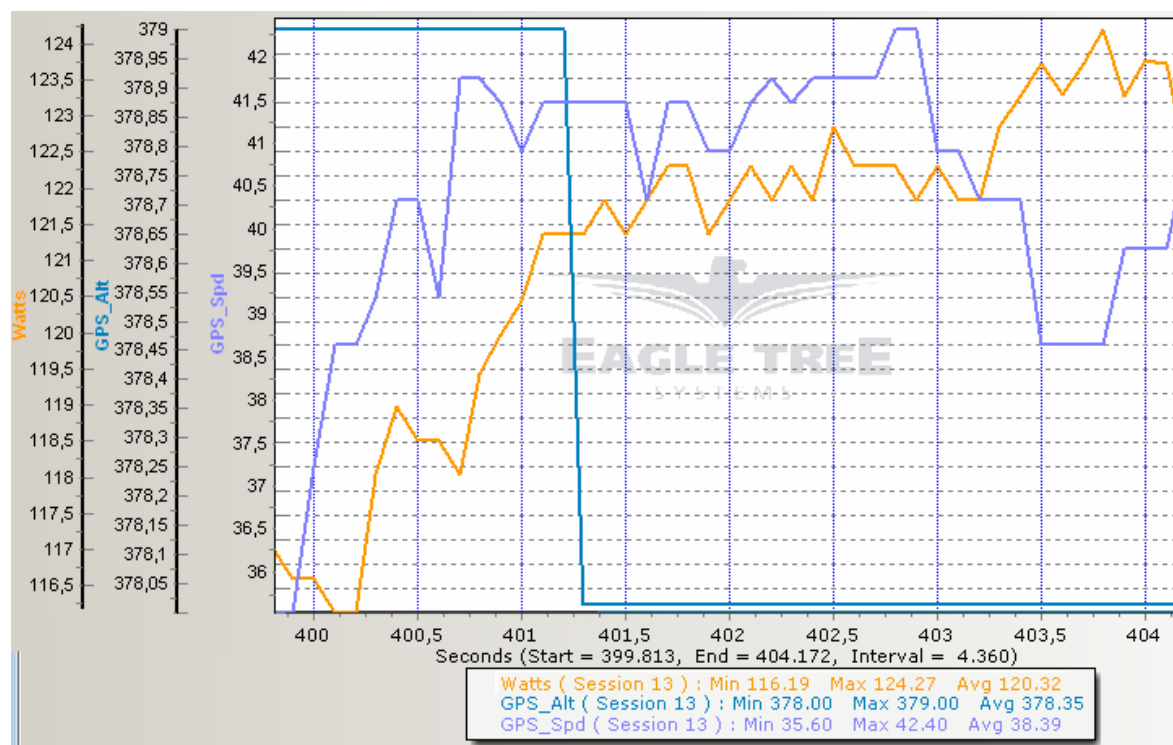
- Zátěžová charakteristika vrtulí Aeronaut CAM, zvětšenina grafu 9



— Zátěžová přímka vrtule Aeronaut CAM 13x8

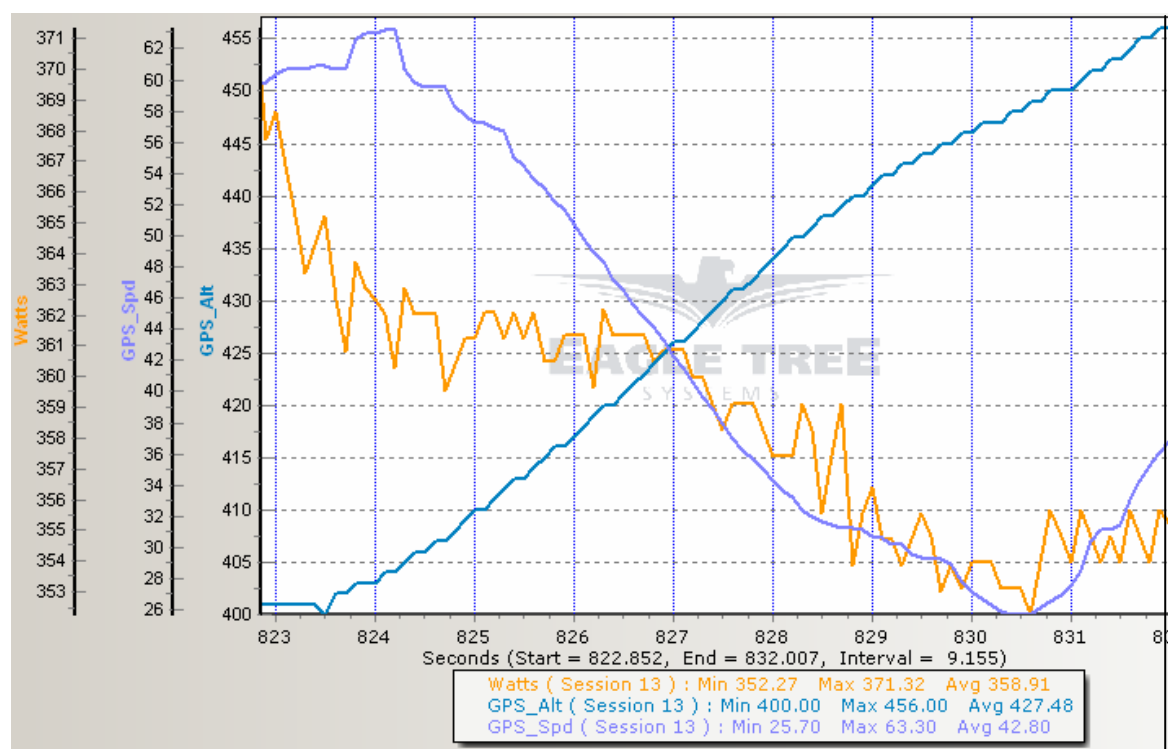
Příloha C

-Graf letových vlastností: minimální rychlost



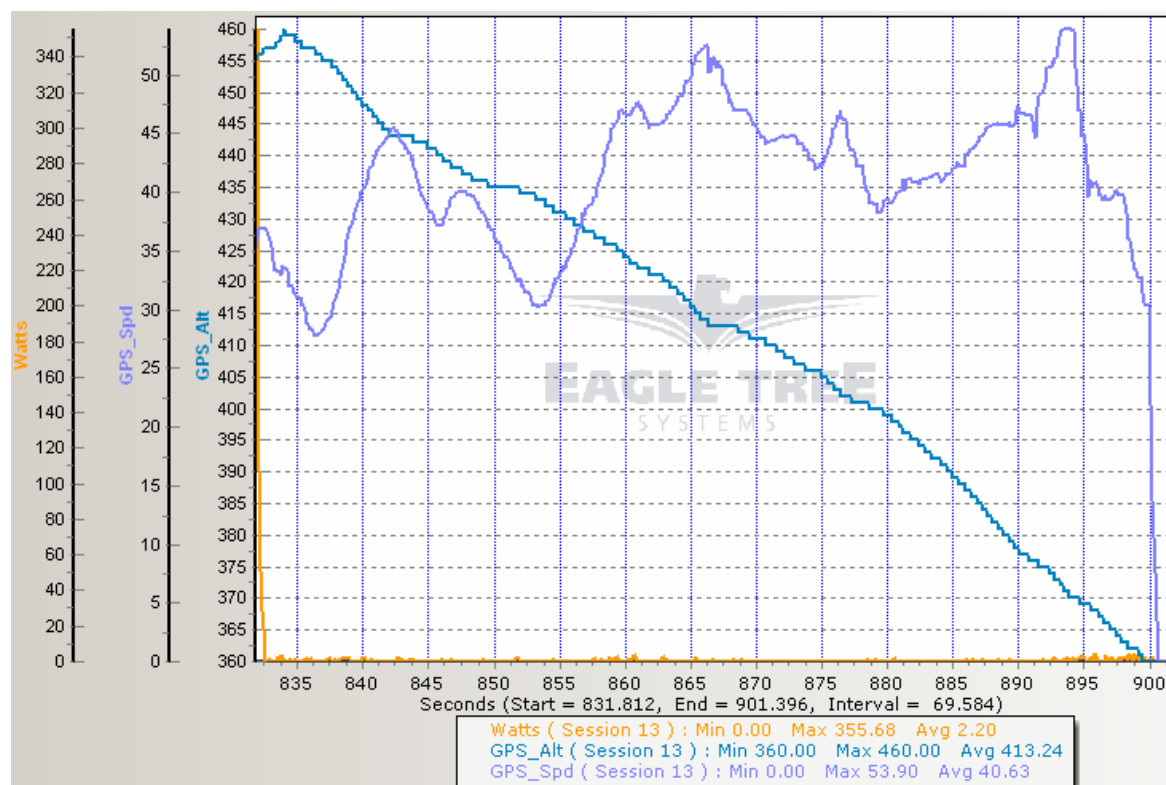
Příloha D

- Graf letových vlastností: stoupavost



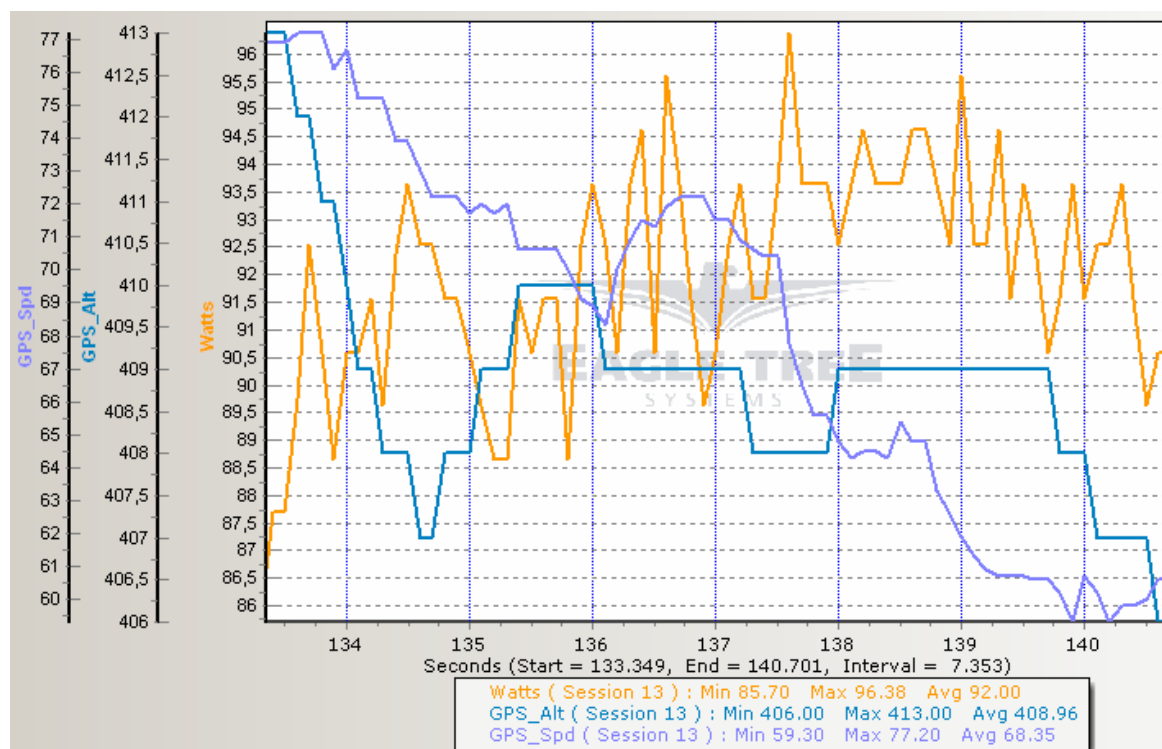
Příloha E

- Graf letových vlastností: klouzavost a opadání



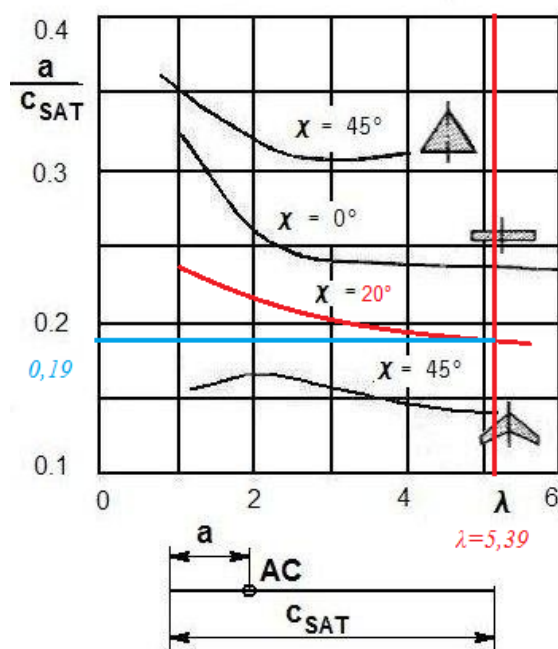
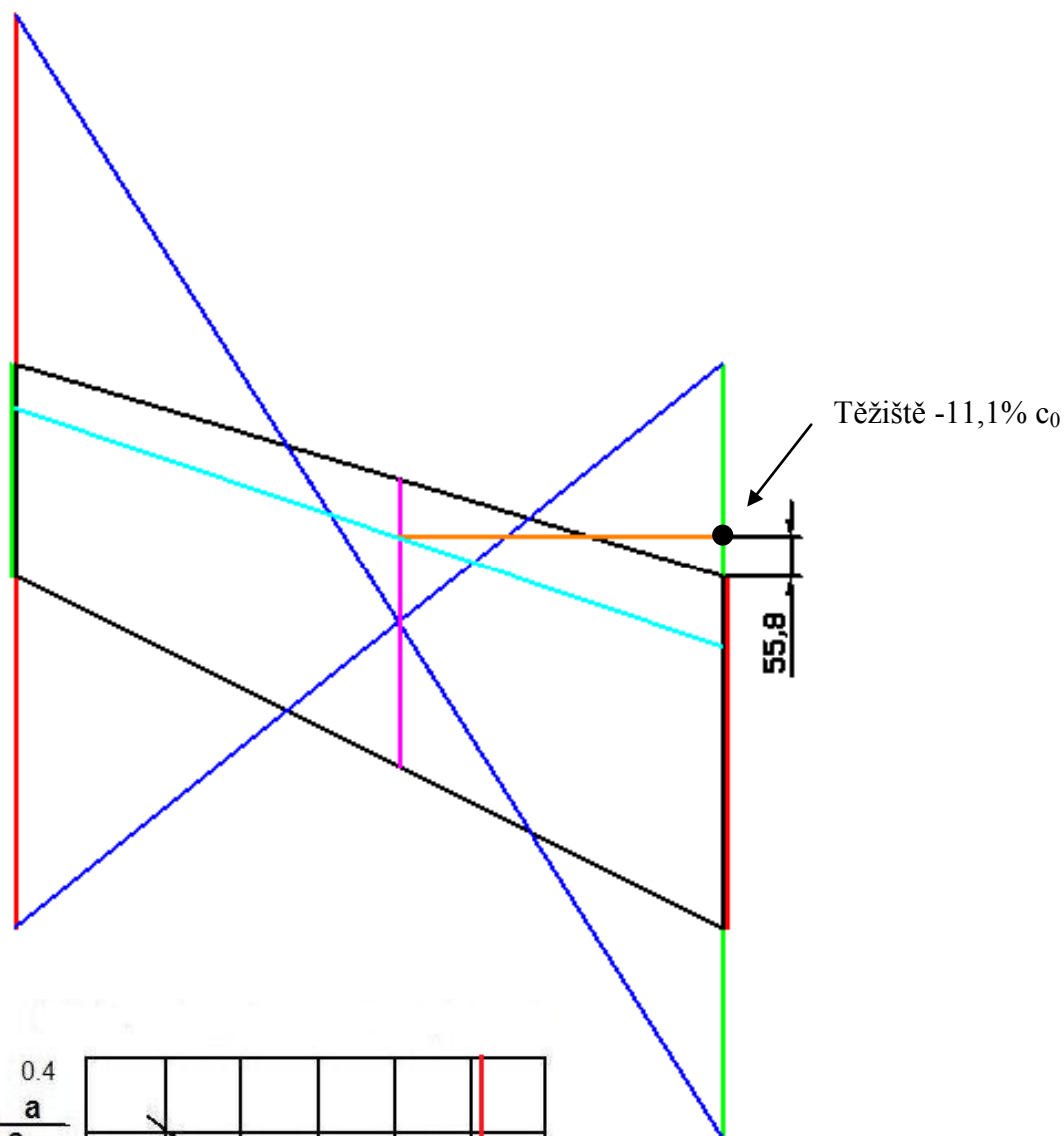
Příloha F

- Graf letových vlastností: udržení výšky



Příloha G

- Grafický výpočet těžiště



- hloubka křídla u kořene c_0
- hloubka křídla u konce c_K
- střední aerodynamická hloubka křídla c_{SAT}
- neutrální čára (z grafu)
- těžištní čára
- pomocná čára
- půdorys křídla